

UNIVERSIDAD AUTONOMA DE MADRID

ESCUELA POLITECNICA SUPERIOR



PROYECTO FIN DE CARRERA

Integración de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) en la plataforma robótica ARGOS

Juan Alberto Benito Carrasco

Abril 2015

Integración de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) en la plataforma robótica ARGOS

AUTOR: Juan Alberto Benito Carrasco

TUTOR: Javier Garrido Salas



**Departamento de Tecnología Electrónica y de las Comunicaciones
Escuela Politécnica Superior
Universidad Autónoma de Madrid
Abril 2015**

Agradecimientos

En primer lugar me gustaría agradecer a mi tutor Javier Garrido Salas por haberme asignado este proyecto y haber podido desarrollarlo y trabajar junto a él, lo cual ha sido una experiencia enriquecedora. También agradecer a Guillermo González de Rivera que también ha colaborado en la consecución del mismo.

Agradecer, asimismo, a los miembros de la empresa Robomotion que tanto me han ayudado a llevar a cabo este proyecto y que siempre han estado dispuestos a resolver dudas y colaborar. Muchas gracias a Ángel, Roberto, Manuel, Guillermo y Julián.

También agradecer a mi compañero Miguel, compañero inseparable de carrera, que sin él todo hubiese sido mucho más difícil a lo largo de ésta.

A todos los buenos amigos que he hecho a lo largo de mis años de estudio que me han hecho disfrutar de esta experiencia.

Agradecer a mis profesores que de alguna manera u otra me han ayudado en mi desarrollo y que me han enseñado tanto y tan bien.

Por último, y no por ello menos importante, agradecer el apoyo y confianza a mis padres y a mi novia, que siempre han estado ahí en los momentos que más necesitaba y que sin ellos esta carrera no la hubiese podido llevar a cabo.

Este trabajo ha sido financiado en parte a través del Programa INNPACTO, Proyecto ARGOS, IP-2012-0308-390000 y del Fondo Europeo de Desarrollo Regional (Fondos FEDER)



Resumen

Hoy en día, la investigación en el campo de los vehículos aéreos no tripulados ha experimentado un auge considerable, la tecnología de este tipo de aeronaves ha sido desarrollada para desempeñar multitud de tareas en distintos campos.

En este proyecto, se presenta el criterio de diseño de un vehículo aéreo no tripulado del tipo cuadricóptero, con un tamaño poco común para los requisitos y capaz de llevar una carga extra elevada. Se hace una selección de la estructura aérea y su configuración. El estudio se centra en los componentes estructurales y los módulos que forman la aeronave que permiten cumplir con los requerimientos del proyecto.

El resultado es un vehículo controlado remotamente y automático con el tamaño apropiado para desempeñar tareas tanto en entornos exteriores como en interiores. A continuación se desarrollan una serie de pruebas que verifiquen que el diseño cumple con los requisitos planteados.

Abstract

Nowadays, the research in unmanned aerial vehicles has experimented a large increase, since the technology that compose this kind of aircrafts has been developed in order to achieve many kinds of tasks in several fields.

In this project, it is presented the design criteria of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with an uncommon small size and heavy payload carrying combination requirement. It will be performed a selection of the appropriate mechanical structure and its configuration. This study will focus in the structural components selection that will allow fulfilling the requirements of the project.

The result will be a remote control and automatic aircraft with the appropriate size for both outdoors and indoors tasks. Afterwards it will be performed the test of the proposed design and the verification that it accomplishes all the requirements.

Índice de Contenidos

1. Introducción	1
1.1. Motivación	1
1.2. Objetivos.....	1
1.3. Organización de la memoria	3
2. Estado del arte.....	5
2.1. ¿Qué es un UAV? Clasificación de los UAVs.....	5
2.2. Proyectos en desarrollo	8
2.3. Descripción de las plataformas.....	10
2.4. Descripción de los componentes	14
2.4.1. Motor.....	14
2.4.2. Variador	18
2.4.3. Hélice	22
2.4.4. Batería.....	25
2.4.5. Placa distribución de potencia	33
2.4.6. Controlador de vuelo.....	34
2.4.7. Sistema de comunicación	34
2.5. Legislación vigente acerca de los UAVs	35
3. Selección de los elementos para el diseño del UAV	37
3.1. Elección del tipo de multirrotor.....	37
3.2. Elección de los componentes	41
3.2.1. Sistema rotor	43
3.2.2. Batería.....	45
3.2.3. Variador	45
3.2.4. Simulación	45
3.3. Módulos comerciales.....	49
3.3.1. Batería.....	49
3.3.2. Variador	51
3.3.3. Motor.....	52
3.3.4. Hélices.....	53
3.3.5. Controlador de vuelo.....	54

4. Construcción del UAV	57
4.1. Diseño Mecánico	57
4.1.1. Estructura Sistema Motor	57
4.1.2. Estructura Tren de Aterrizaje	61
4.2. Diagrama de conexiones.....	62
4.2.1. Sistema Motor	64
4.2.2. Sistema de Cámaras	67
4.2.3. Sistema de potencia	68
4.2.4. Sistema AntiSpark.....	72
4.2.5. Sistema de control.....	77
4.3. Árbol de proyecto	80
4.3.1. UAV Toruk.....	80
4.3.2. Plataforma Aérea.....	80
4.3.3. Plataforma Terrestre	83
5. Montaje y Pruebas de UAV	85
5.1. Montaje	85
5.1.1. Placa electrónica.....	85
5.1.2. Carcasa exterior.....	86
5.1.3. Anillos de refuerzo y tren de aterrizaje.....	87
5.1.4. Motores y lámina superior	88
5.2. Pruebas	89
5.2.1. Calibración previa al vuelo	89
5.2.2. Test de consumo.....	99
5.2.3. Pruebas de vuelo	100
6. Conclusiones y Trabajo futuro.....	105
6.1. Conclusiones.....	105
6.2. Trabajo Futuro	106
Referencias	107
Anexos	111
A Manual de encendido	111
B Manual de carga de baterías.....	113
C Árbol de Proyecto	114
D Hoja de pedido de componentes	117
E Artículo de congreso	118
F Presupuesto	125
G Pliego de condiciones.....	126

Índice de Figuras

Figura 2.1. Ejemplos de UAV de ala fija.....	6
Figura 2.2. Ejemplos de UAV de ala rotatoria	6
Figura 2.3: Imagen del desarrollo del proyecto ARCAS donde se puede observar el brazo manipulador.	9
Figura 2.4: Imagen de la colaboración de distintos UAVs en la construcción de una estructura (ETH Zurich).....	10
Figura 2.5: Ángulos de navegación de los vehículos multirrotor.	11
Figura 2.6: Configuraciones principales del Cuadricóptero (Cruz /Aspa) [20]	12
Figura 2.7: Configuraciones principales del Hexacóptero (Cruz /Aspa) [20].....	13
Figura 2.8: Configuraciones principales del Octocóptero (Cruz /Aspa) [20]	13
Figura 2.9: Configuraciones alternativas del Hexacóptero y el Octocóptero. [20]	14
Figura 2.10: Esquema de colocación de los bobinados e imanes en los motores brushless.	15
Figura 2.11: Motor del tipo brushless utilizado en la fabricación de UAVs.	18
Figura 2.12: Variación de las distintas ondas que llegan al motor a lo largo del tiempo. ..	19
Figura 2.13: Variador convencional utilizado en la fabricación de UAVs.....	22
Figura 2.14: Representación gráfica del significado del pitch de una hélice.	23
Figura 2.15: Ejemplos de distintas hélices utilizadas en la fabricación de UAVs.	25
Figura 2.16: Representación gráfica del funcionamiento de las baterías basadas en iones de Litio.	26
Figura 2.17: Batería convencional basada en la tecnología de iones de Litio.....	27
Figura 2.18: Batería LiPo desenrollada donde se pueden observar sus componentes internos.....	27
Figura 2.19: Conector JST-XH.	32
Figura 2.20: Diseño típico de la placa de distribución de potencia.....	33
Figura 3.1: Patrón de colocación de los rotores del Octocóptero.	37
Figura 3.2: Patrón de colocación de los rotores del hexacóptero.	39
Figura 3.3: Patrón de colocación de los rotores del cuadricóptero	40
Figura 3.4: Pantalla selectora de componentes de la herramienta eCalc.....	41
Figura 3.5: Pantalla con los datos de la simulación que devuelve la herramienta eCalc....	42
Figura 3.6: Selección de los parámetros generales de la simulación.	46
Figura 3.7: Selección de las características de la batería en la simulación.	46
Figura 3.8: Selección de las características del variador en la simulación.	46
Figura 3.9: Selección de las características del motor en la simulación.	47
Figura 3.10: Selección de las características de la hélice en la simulación.	48
Figura 3.11: Datos de rendimiento obtenidos en la simulación (I).	48
Figura 3.12: Datos de rendimiento obtenidos en la simulación (I).	49
Figura 3.13: Autonomía de la aeronave en función de la capacidad de la batería.....	50
Figura 3.14: Imagen de la batería seleccionada y sus principales características	51
Figura 3.15: Imagen del variador seleccionado.....	52

Figura 3.16: Imagen del motor seleccionado.	53
Figura 3.17: Imagen de las hélices seleccionadas.	53
Figura 3.18: Imagen del controlador seleccionado.	56
Figura 3.19: Imagen del módulo XBee encargado de realizar la comunicación de control y telemetría.	56
Figura 4.1: Detalle del anillo protector alrededor de la hélice.	57
Figura 4.2: Detalle del diseño, vista superior.	58
Figura 4.3: Detalle del anclaje de los motores a la estructura.	59
Figura 4.4: Detalle del sistema de anclaje de la hélice al motor.	59
Figura 4.5: Detalle de la placa de la electrónica.	60
Figura 4.6: Detalle de la colocación de la placa de la electrónica en la estructura.	60
Figura 4.7: Detalle de la colocación de los variadores y GPS en la estructura.	60
Figura 4.8: Detalle de la estructura del sistema motor, vista trimétrica.	61
Figura 4.9: Detalle de la colocación del tren de aterrizaje en la estructura.	61
Figura 4.10: Vista frontal del diseño.	62
Figura 4.11: Diagrama de conexiones del sistema UAV.	I
Figura 4.12: Diagrama de conexiones del sistema motor.	64
Figura 4.13: Detalle de la conexión del motor con el variador.	65
Figura 4.14: Detalle de la conexión del variador con la PDB.	65
Figura 4.15: Detalle de los pines de conexionado del controlador en relación a los rotores del cuadricóptero.	66
Figura 4.16: Foto pines de conexión del controlador.	66
Figura 4.17: Diagrama de conexiones del sistema de cámaras.	67
Figura 4.18: Foto de los transmisores de video incorporados en el diseño.	67
Figura 4.19: Diagrama de conexiones del sistema de potencia.	68
Figura 4.20: Power Module encargado de regular el voltaje de la batería secundaria.	68
Figura 4.21: Conector JST que enlaza la batería secundaria y el Power Module.	69
Figura 4.22: Detalle del cableado de la batería electrónica.	69
Figura 4.23: Detalle de las conexiones de potencia del controlador.	69
Figura 4.24: Tabla de conexión en la entrada de potencia del PixHawk y detalle del conector.	70
Figura 4.25: Imagen de la placa Attopilot.	70
Figura 4.26: Cableado conexión en serie de las baterías.	71
Figura 4.27: Detalle conectores XT-60 utilizados en el sistema principal de baterías.	71
Figura 4.28: Placa Distribución de Potencia con sus conectores.	72
Figura 4.29: Circuito AntiSpark.	73
Figura 4.30: Componentes del circuito AntiSpark: a) Resistencia de montaje superficial. b) Resistencia de potencia. c) Condensador cerámico. d) Transistor MOSFET N.	74
Figura 4.31: Esquemático del circuito en la herramienta Altium.	75
Figura 4.32: Footprint en 2D y 3D de la resistencia y el condensador utilizados.	75
Figura 4.33: Footprint de la resistencia de carga del diseño.	75
Figura 4.34: Footprint del transistor MOSFET incluido en el diseño.	76
Figura 4.35: Footprint de la placa con el diseño del circuito Antispark.	76
Figura 4.36: Diagrama de conexiones del sistema de control.	77
Figura 4.37: Tabla de conexión en la entrada de Telemetría del PixHawk (Telem1) y detalle del sistema XBee.	78
Figura 4.38: Imagen del sistema GPS incorporado.	78

Figura 4.39: Imagen del sistema sensor de la velocidad del viento (AirSpeed Sensor).....	79
Figura 4.40: Imagen del sonar incorporado.	79
Figura 4.41: Imagen del sistema de seguridad integrado (Safety Switch).	79
Figura 5.1: Imagen del conexionado de los componentes electrónicos sobre la placa de fibra de carbono.	85
Figura 5.2: Detalle del anclaje de la placa electrónica con la carcasa exterior.....	86
Figura 5.3: Conexionado de los variadores y el GPS a la placa exterior.....	86
Figura 5.4: Montaje de los anillos y la placa electrónica sobre la carcasa de fibra de carbono.....	87
Figura 5.5: Montaje del tren de aterrizaje en la estructura.....	87
Figura 5.6: Montaje preliminar del tren de aterrizaje, los anillos de refuerzo y la placa de electrónica.	88
Figura 5.7: Montaje final del UAV, vista trimétrica.	89
Figura 5.8: Montaje final del UAV, vista superior.	89
Figura 5.9: Pantallazo de la herramienta QGroundControl en ejecución.	90
Figura 5.10: Pantalla de selección del tipo de UAV en la herramienta QGroundControl...	90
Figura 5.11: Proceso de calibración del giróscopo en la herramienta QGroundControl. ...	91
Figura 5.12: Distintas posiciones de la aeronave al calibrar el acelerómetro.....	91
Figura 5.13: Proceso de calibración del magnetómetro en la herramienta QGroundControl.	92
Figura 5.14: Diagrama de bloques de un control PID.....	95
Figura 5.15: Pantalla de modificación de los parámetros en la herramienta QGroundControl.	96
Figura 5.16: Montaje realizado para medir la corriente que circula por un motor en funcionamiento.	99
Figura 5.17: Gráfica con los resultados obtenidos de consumo, remarcando la zona de vuelo estático.	100
Figura 5.18: Mando utilizado para el control del UAV.	101
Figura 5.19: Fotograma de prueba de vuelo a una distancia corta del suelo.	102
Figura 5.20: Fotograma de prueba de vuelo a una distancia larga del suelo.	102
Figura 5.21: Fotograma de prueba de vuelo de maniobrabilidad.....	103
Figura 5.22: Fotograma de video desde el UAV en prueba de vuelo automático.	104
Figura A0.1: Cableado de conexión de la batería de la electrónica.	111
Figura A0.2: Cableado de conexión de las baterías de potencia.....	112
Figura A0.3: Botón de Safety Switch.	112
Figura A0.4: Cargador de la batería de potencia.....	113

1. Introducción

1.1. *Motivación*

Los vehículos aéreos no tripulados, drones o UAV (por sus siglas en inglés: Unmanned Aerial Vehicle) tienen un gran potencial en áreas muy diversas, ya que pueden desplazarse rápidamente sobre un terreno irregular y superar con un control bastante preciso, cualquier tipo de obstáculo ofreciendo imágenes a vista de pájaro y otro tipo de información recogida por diferentes sensores. Por tanto cualquier actividad asociada al desarrollo de tales dispositivos, es de indudable interés tecnológico y por tanto muy adecuada para el desarrollo de un Proyecto Fin de Carrera en cualquier ingeniería.

El proyecto se enmarca dentro de uno de mayor dimensión denominado plataforma ARGOS (multiplataforma Robótica de Gran alcance y alta autonomía), promovido por la empresa de base tecnológica Robomotion (RBMT) y en el que colabora el Grupo HCTLab de la EPS. El objetivo global de ARGOS es desarrollar un sistema robótico completo y autónomo, que sea capaz de intervenir en misiones tele-operadas con un alto nivel de destreza a grandes distancias y con elevada autonomía de funcionamiento. Este sistema estará constituido por diversas plataformas robóticas orientadas tanto a medio terrestre como aéreo. Todas ellas interaccionadas electrónicamente capaces de desarrollar misiones en conjunto, operadas desde cualquier parte del globo terrestre con una autonomía de varios cientos de kilómetros o varios días de funcionamiento.

Con el sistema ARGOS, se permitirá que cualquier usuario pueda controlar remotamente el sistema completo con unas instrucciones simples e intuitivas consiguiendo una operativa extremadamente complicada. La plataforma ARGOS contiene vehículos terrestres no tripulados (UGV), robots de reconocimiento y desactivación, y vehículos aéreos no tripulados (UAV).

1.2. *Objetivos*

Como un componente de proyecto ARGOS, el objetivo de este PFC es el diseño y la implementación de un vehículo aéreo no tripulado del tipo multirrotor para ser incluido en la plataforma, es decir con las prestaciones especificadas en los requerimientos de ARGOS. Entre estos requerimientos se destacan;

- La aeronave deberá permanecer en el aire suspendida manteniendo un vuelo estable y sin oscilaciones.
- Deberá ser capaz de transportar una carga adicional, aparte de la estructura principal, de unos 2-3 kilogramos.
- Se busca maximizar la autonomía del sistema UAV, debiendo aproximarse a la media hora de vuelo.

- La aeronave deberá ser capaz de volar tanto en entornos exteriores como dentro de edificios y estructuras estrechas. La envergadura del UAV se limita a una cota de anchura máxima de 75 centímetros entre cualquiera de sus costados.
- Incluirá un sistema GPS con el objetivo de ser capaz de desarrollar un vuelo automático y trazar una ruta a través de coordenadas tridimensionales o “waypoints”.
- Presentará una gran estabilidad y control robusto ante condiciones climáticas adversas.

A partir de estas premisas se busca el vehículo adecuado que pueda cumplir con el desempeño de todas ellas o, al menos, una gran parte.

El vehículo aéreo, gracias a la inclusión de un sistema de vídeo, debe ser capaz de ofrecer una visión desde el aire del entorno donde se lleven a cabo las misiones de la plataforma. Las imágenes capturadas se tendrán en cuenta para observar obstáculos y anticipar el camino de la unidad terrestre. Esta información unida a lo que devuelvan los demás dispositivos, permitirá al sistema tener una perspectiva general del terreno.

La aeronave se empleará para realizar tareas de inspección de zonas peligrosas, como en el caso de un posible desastre natural. Así mismo, se usará para la monitorización de los robots terrestres de la plataforma. Para todo ello dispondrá dos cámaras, una situada en la parte frontal que provea una vista de lo que se encuentra delante del UAV y otra situada en la parte baja de la aeronave que devuelva imágenes cenitales del terreno sobrevolado. Para disponer de unas imágenes válidas que puedan ser utilizadas en su posterior análisis, éstas deben de ser de una calidad adecuada, por lo que aparte de disponer de unas cámaras de altas prestaciones el UAV deberá ser capaz de mantener un vuelo lo más estable posible y con las mínimas vibraciones. Tendrá que ser lo suficientemente manejable para poder disponer de todos los ángulos posibles y poder focalizar cualquier objeto de la mejor forma.

En cuanto a la autonomía de vuelo, el vehículo deberá ser capaz de volar durante el tiempo adecuado para el desarrollo de sus tareas, en el diseño se buscará maximizar este valor. Las opciones de suministro de energía se reducen a las baterías basadas en iones de Litio, por lo que es de vital importancia sacar el máximo rendimiento a las mismas buscando el equilibrio entre el peso de la batería y la cantidad de energía que pueda almacenar para optimizar el tiempo de vuelo. Los vehículos aéreos que hacen uso de esta tecnología tienen una autonomía entre 20 y 25 minutos como máximo. Uno de los objetivos del diseño es alcanzar estos valores e incluso, si es posible, llegar a la media hora.

Además, de los elementos ya citados como las cámaras, o las baterías necesarias para la propulsión, el vehículo deberá ser capaz, si fuera necesario, de transportar una pequeña carga adicional (*Payload*), para la posible inclusión de otros módulos como podrían ser por ejemplo, repetidores de radiofrecuencia para la mejora de la cobertura de los dispositivos terrestres. Por lo que en el cálculo del peso total que deberá ser capaz de levantar los rotores de la aeronave se debe dejar un margen que permita el transporte de la carga, en torno a unos dos kilogramos extras.

Generalmente las aeronaves que cumplen todas las características expuestas son de gran tamaño y su uso en interiores es imposible debido a lo reducido que es el espacio para maniobrar.

Se desea que el vehículo pueda desarrollar tareas dentro de edificios con pasillos y pasar por puertas de anchura media o ventanas, siempre y cuando pueda cargar las dos cámaras, poseer capacidad para un peso adicional y además ser capaz de volar durante un periodo de tiempo válido, con el objetivo de poder realizar inspecciones a distancia de estructuras y navegar a

través de ellas pudiendo disponer de imágenes de su interior. Por tanto se ha limitado una cota de anchura máxima de 75 centímetros entre cualquiera de sus costados. Esta limitación restringe la elección de los componentes y se deberá hacer un análisis exhaustivo de cada uno para encontrar la combinación que cumpla los objetivos propuestos.

En resumen el objetivo de este proyecto es diseñar y construir un vehículo que actualmente no existe en el mercado, que cumpliendo con los requisitos señalados previamente, sea capaz de trabajar tanto en entornos al aire libre como en interiores.

Además de los temas específicos del diseño del UAV, el proyecto también servirá para profundizar en los conocimientos del autor del PFC en electrónica digital, programación de microcontroladores, desarrollo hardware y manejo de instrumentación electrónica.

1.3. Organización de la memoria

La memoria se organiza cronológicamente conforme al desarrollo del proyecto siguiendo una serie de fases que han llevado a la obtención del vehículo con los requisitos planteados.

El capítulo 2, recoge el estado del arte de la tecnología implicada, en donde se describe toda la información que como una primera tarea y dados los conocimientos de partida del proyectando, ha sido necesario compilar y analizar.

En el capítulo 3 se describen los motivos que han llevado al autor a la elección tanto de la arquitectura final, un UAV tipo cuadricóptero, como a la elección de los distintos componentes disponibles en el mercado.

El capítulo 4 desarrolla todos los pasos dados para la construcción del UAV. Incluye una apartado a la estructura mecánica, diseñada principalmente por la empresa Robomotion, las conexiones de cada subsistema así como el árbol del proyecto.

En el capítulo 5 se describe la secuencia de montaje y las pruebas desarrolladas con el UAV tanto en interiores como en espacios abiertos, pruebas que han permitido evaluar el rendimiento del vehículo construido.

Por último en el capítulo 6 se hace referencia a las conclusiones alcanzadas tras la ejecución del proyecto, así como al trabajo futuro a desarrollar si se desea darle continuidad.

2. Estado del arte

Se ha recabado información sobre distintos trabajos con UAVs, analizado las distintas plataformas que se desarrollan en la actualidad; diseños ofrecidos por empresas y/o proyectos realizados en otras universidades. Tras este análisis, se ha seleccionado la plataforma que más y mejor se ajusta a los requisitos del diseño buscado.

A continuación se han analizado los distintos componentes de un sistema como el que se quiere construir, centrando la atención en los del tipo cuadricóptero, y se ha realizado el estudio de mercado de los mismos.

Se ha realizado un estudio sobre el actual estado de la técnica que se emplea a la hora de construir los dispositivos cuadricópteros. Se han analizado los sistemas actuadores del mecanismo aéreo, motores, hélices, controladores, etc..., analizando las características de los mismos y se ha realizado una simulación de su capacidad, con el fin elegir los más adecuados a la hora de obtener el empuje deseado y las características aéreas requeridas para llevar a cabo las tareas que se exigen.

El capítulo termina con una referencia al estado de la legislación española con respecto a los UAVs. A juicio del autor, una referencia a la legislación es necesaria para completar un proyecto de ingeniería como el que se pretende.

2.1. ¿Qué es un UAV? Clasificación de los UAVs

Un UAV o vehículo aéreo no tripulado, correspondiente a sus siglas en inglés *Unmanned Aerial Vehicle* [1], es un sistema de vuelo que no requiere de un piloto a bordo ya que a través de una serie de unidades de procesamiento, sensores incorporados y un enlace de comunicación, es guiado autónomamente basado en misiones pre-programadas, o bien, controlado de forma remota por un operador en tierra [2].

Los UAVs generalmente han servido para propósito militar y operaciones especiales, no obstante debido a su desarrollo de los últimos años, también se utilizan en aplicaciones civiles a menor escala como ayuda en tareas de vigilancia y seguridad [3]. Su principal cometido es sustituir, en la medida de lo posible, a las tareas llevadas a cabo por vehículos tripulados que puedan suponer riesgo para sus ocupantes o cuyo servicio sea prescindible y sustituible por un ordenador de a bordo.

Existen multitud de tipos de UAVs, cuya clasificación principal se asocia al sistema de propulsión utilizado, que normalmente, sugiere la aerodinámica o forma del equipo.

En función del tipo de sistema propulsor que disponga el sistema aéreo no tripulado se pueden encontrar dos clasificaciones, cada una con limitaciones y ventajas distintas que los determinan para realizar un tipo de aplicación u otra, los UAV de ala fija y los de ala rotatoria:

UAV de ala fija: Son vehículos capaces de volar gracias a la acción del viento, generado por la velocidad adquirida, al interactuar con las alas que lo forman. La velocidad la alcanzan gracias a turbinas propulsoras, no obstante el vuelo es debido al impulso que genera el viento al atravesar las alas que están fijas en el vehículo [4].



Figura 2.1. Ejemplos de UAV de ala fija.

Los UAV de ala fija, se caracterizan por poseer una estructura simple, con una eficiencia aerodinámica alta que permite a la aeronave tiempos de vuelo más largos a una velocidad elevada. Poseen una autonomía de entorno a una hora de vuelo con velocidades que pueden alcanzar hasta los 100 km/h por lo que son capaces de cubrir grandes extensiones de terreno.

Por este tipo de características son utilizados en aplicaciones de reconocimiento aéreo de grandes zonas de terreno, ya que permiten la captura de imágenes geo-referenciadas a gran escala. También son capaces de transportar una carga adicional elevada, mayor que los vehículos de ala rotatoria, a grandes distancias [5] [6].

Para el despegue y aterrizaje de este tipo de vehículos es necesario una lanzadera o pista para poder adquirir la velocidad adecuada para poder volar o disminuir la misma en caso de aterrizaje.

UAV de ala rotatoria: Este tipo de vehículos se caracterizan por disponer de una o varias hélices que rotan impulsadas por un motor, a cuyo conjunto se denomina rotor. Este sistema es el encargado de proveer el impulso necesario para el despegue y maniobrabilidad de la aeronave [7].



Figura 2.2. Ejemplos de UAV de ala rotatoria

Este tipo de vehículos, al tener una complejidad estructural mayor, son más lentos y tienen un rango de vuelo más limitado que los de ala fija. Poseen una autonomía máxima, generalmente, de unos treinta minutos y son capaces de volar a una velocidad media en torno a 60 km/h. La autonomía reducida con respecto a los vehículos de ala fija es debida a que éstos son capaces de planear y con ello se ve también reducido el consumo energético, los UAVs de ala rotatoria necesitan estar entregando potencia a los motores en todo momento cuando están suspendidos en el aire por lo que se reduce su tiempo en vuelo.

La ventaja que nos ofrece este diseño es la capacidad de despegue y aterrizaje vertical, por lo que no se requieren amplias extensiones de terreno para llevar a cabo dicha acción. Son

capaces de permanecer suspendidos en el aire, inmóviles, por la acción de los rotores, lo cual los hace idóneos para tareas de control sobre objetivo fijo ya que pueden permanecer estáticos a una distancia adecuada del mismo, con la incorporación de un dispositivo de grabación son de gran utilidad en labores de vigilancia y monitorización de elementos tanto fijos como móviles [8].

Los UAVs de ala rotatoria son capaces de volar hasta un punto objetivo y aterrizar sin necesidad de una pista y permanecer realizando la tarea asignada sin necesidad de estar encendido su sistema propulsor, protocolo utilizado en multitud de operaciones. Además son capaces de llevar una carga adicional y realizar su transporte a un punto geográfico de manera más precisa que un vehículo de ala fija que la dejaría caer, con los subsecuentes problemas en el aterrizaje de la misma y la precisión de la entrega.

Los vehículos de ala rotatoria se clasifican en función del número de rotores que dispone para despegar y mantener el vuelo, varían entre una hélice como los helicópteros hasta los multicópteros con un número que puede alcanzar los ocho rotores, como se verá más adelante.

Además del tipo de sistema que ejerce el impulso, los UAVs se pueden clasificar en el tipo de objetivo o función que desempeñan, más a menudo se suelen encontrar vehículos multifunción capaces de realizar distintas tareas:

Militar: Pueden desarrollar numerosas operaciones como funciones de señuelo para fuego tanto terrestre como aéreo, simulando objetivo enemigo. Se usan en tareas de reconocimiento del terreno y logística. Proveen un sistema de manejo y transportes de distintas cargas y son capaces de desarrollar aplicaciones de combate. Básicamente se utilizan para disminuir el número de bajas en ciertas misiones donde el riesgo es elevado.

Control mediante sensores: Gracias a incorporación de una serie de sensores en el vehículo es capaz de informar de forma remota al usuario de lo que ocurre alrededor del UAV. Algunos de las mediciones que pueden llevar a cabo son de campo electromagnético, visor de infrarrojos, sistemas de radar y sensores tanto químicos como biológicos. Capaces, por ejemplo, de analizar las concentraciones de ciertos elementos en el aire o detectar microorganismos.

Vigilancia aérea comercial: Gracias a los vehículos aéreos no tripulados se puede realizar la vigilancia de grandes extensiones de terreno a un bajo coste. Algunas de las aplicaciones son la monitorización y control del ganado, el seguimiento de los incendios forestales, testeo de seguridad de tuberías situadas en el medio rural, seguridad de las viviendas, patrulla de carreteras y servicios de control de aduanas tanto marítimas como terrestres.

Filmación de imágenes: Debido a la capacidad de control y movilidad de este tipo de vehículos es posible la grabación de imágenes tanto para propósitos comerciales como a nivel privado. Los UAVs son capaces de obtener imágenes desde sitios inaccesibles mediante otro tipo de sistemas y a un menor coste que con la utilización de otro tipo de vehículo o estructura. Al igual que para la filmación comercial, gracias a su versatilidad, se está expandiendo el uso de vehículos no tripulados para obtener las mejores imágenes de eventos deportivos y mejorar los sistemas de medidas, también se utilizan cada vez más en macro-eventos musicales.

Exploración y monitorización de combustibles fósiles: Los vehículos aéreos no tripulados pueden desarrollar tareas de exploración y rastreo para la búsqueda de yacimientos de combustibles fósiles mediante la realización de estudios geomagnéticos, procesando los datos recibidos mediante la observación del diferencial de la intensidad del campo magnético

terrestre es posible determinar la naturaleza de la estructura rocosa subterránea, lo cual permite predecir la localización de yacimientos minerales.

En las bases extractoras y sistemas de transporte, los UAVs, permiten monitorizar el estado de la infraestructura y prevenir cualquier riesgo y aumentar la rapidez de acción en caso de accidente.

Acción humanitaria: Son capaces de transportar medicamentos y vacunas a sitios en los cuales es difícil el acceso o hay alto riesgo de contagio para el ser humano. También pueden servir para recopilar información de la zona afectada y planear de una forma más efectiva la estrategia a seguir. Actúan a su vez como medio informativo para maximizar los recursos y salvar vidas.

Investigación científica: Los UAVs son de gran ayuda a la hora de penetrar en ambientes hostiles para el ser humano, se han desarrollado dispositivos de gran peso capaces de introducirse dentro de huracanes y mandar información en tiempo real de lo que ocurre en su interior, también es empleado en otro tipo de aplicaciones meteorológicas que ayudan a prevenir cualquier posible desastre. Últimamente se están desarrollando vehículos capaces de sustituir al ser humano en la investigación en las zonas de climas extremas como la Antártida.

Potencial futuro: Una de las principales líneas de desarrollo de los vehículos aéreos no tripulados es la militar, gracias a ella se invierten grandes cantidades de dinero en desarrollar nuevas aplicaciones, no obstante, gran parte de los recursos se centran en el combate desgraciadamente. Cada día mejoran los elementos que componen este tipo de vehículos dotándolos de más autonomía, resistencia, rigidez y un control más preciso. Debido a ello se explotan alternativas de uso como el reparto de paquetes a distancia, el cual está pendiente de una regulación adecuada. También cada día se investiga más la mejora de la interacción entre vehículo y persona que facilite la vida cotidiana al usuario.

2.2. Proyectos en desarrollo

A continuación se presentan una serie de proyectos desarrollados hoy en día que incluyen la presencia de UAVs tanto para fines comerciales, militares o de investigación científica:

Proyecto ARCAS [9]: Proyecto Europeo coordinado por el Centro Avanzado de Tecnologías Aeroespaciales (CATEC) en colaboración con la Universidad de Sevilla. El proyecto ARCAS (*Aerial Robotics Cooperative Assembly System*) se basa en el desarrollo de una gama de robots voladores del tipo UAV dotados con brazos manipuladores con varias articulaciones capaces de agarrar, transportar y depositar piezas de manera segura y eficaz [10].

Se está investigando sobre todo la autonomía de estos vehículos para que en un futuro sean capaces de construir o desmontar estructuras con muy diversos fines, como misiones de rescate o labores de inspección y mantenimiento en los sectores energético y espacial.



Figura 2.3: Imagen del desarrollo del proyecto ARCAS donde se puede observar el brazo manipulador.

Proyecto Atlante (*Cassidian España*) [11]: Desarrollado por el gigante europeo de la defensa y aeronáutica EADS, responsables de la serie Airbus, íntegramente realizado en España junto con el Ministerio de Defensa. Se trata de una aeronave no tripulada de ala fija capaz de desempeñar numerosas actividades como identificación de blancos, apoyo de fuego de artillería, evaluación de daños, recopilación de inteligencia y reconocimiento. Además, es capaz desarrollar tareas de ámbito civil como vigilancia urbana y rural, búsqueda y rescate, ayuda en catástrofes naturales e incendios forestales pudiendo operar desde pistas preparadas o lanzado desde una catapulta.

Proyecto Pelicano (*Indra*) [12]: El sistema pelicano está formado por cuatro helicópteros no tripulados y una estación de control, que proporciona capacidad para operar las 24 horas del día durante periodos prolongados. Tiene capacidad de despegue y aterrizaje vertical lo que lo convierte en la solución perfecta para respaldar cualquier tipo de operación naval. Además puede llevar a cabo tareas de vigilancia y control de tráfico marítimo, control de fronteras en la lucha contra actividades ilegales y apoyo en operaciones de rescate. Entre los sensores con que cuenta la aeronave figuran sistemas electro-ópticos de visión diurna e infrarroja, capaces de tomar imágenes de muy alta resolución a gran altura. También se prepara para poder portar un radar ligero, así como sistemas de inteligencia electrónica y sensores de detección de amenazas químicas, bacteriológicas, radioactivas y nucleares.

Proyecto Fulmar (*Thales España*) [13]: Proyecto llevado a cabo por la compañía Thales en conjunto con la empresa española Aerovisión, capaz de desarrollar un UAV del tipo ala fija con el fin de desarrollar tareas tanto militares como civiles. Permite obtener imágenes y vídeo en tiempo real que integran la información en un sistema de seguridad, como puede ser en el control de sistemas fronterizos, facilitando la vigilancia y el control del tráfico marítimo y soporte de operaciones de rescate. Despega desde lanzadera y su aterrizaje se realiza sobre una red y tiene capacidad de amerizaje.

Proyectos Universitarios: En la escuela Politécnica Federal de Zurich, se están llevando a cabo una serie de proyectos centrados en vehículos de ala rotatoria de pequeño tamaño. Gracias a la construcción de lo que denominan *Flying Machine Arena*, una gran sala equipada con numerosos sensores que son capaces de realizar un seguimiento de los vehículos que se encuentren dentro de ella, permitiendo el testeo y mejora de los diseños propuestos. Algunos de los proyectos que se proponen en dicha Universidad, de los cuales algunos siguen en desarrollo, se basan en la construcción de estructuras, vuelo cooperativo

para llevar a cabo una determinada tarea, mejora de la autonomía de vuelo de las aeronaves y mejora de las capacidades de vuelo y manejo de las mismas [14] [15].



Figura 2.4: Imagen de la colaboración de distintos UAVs en la construcción de una estructura (ETH Zurich)

2.3. Descripción de las plataformas

Debido a las características de las tareas que va a desplegar la aeronave, centradas en el reconocimiento del terreno y monitorización de otros vehículos terrestres, se requieren una serie de capacidades o funcionalidades específicas.

Debido a la inclusión del UAV en la plataforma ARGOS, éste debe ser capaz de realizar el despegue y el aterrizaje sobre una superficie reducida. El espacio disponible no permite incluir una lanzadera por lo que ambas maniobras deben suceder sobre un punto preciso. Adicionalmente el UAV deberá ser capaz de posarse sobre cualquier superficie de terreno lo suficientemente estable y despejada, para el ahorro de batería o para ser transportado por los vehículos terrestres en caso de agotamiento de la misma.

Por todo lo descrito anteriormente se ha elegido para el proyecto el diseño de un vehículo aéreo no tripulado de ala rotatoria que es capaz de satisfacer en el aspecto citado todos los requerimientos de trabajo que se proponen. Un vehículo de tipo ala rotatoria posee uno o más rotores que se impulsan al mismo tiempo en el aire y son los encargados de controlar el vuelo. La ventaja de este tipo de vehículos es la simpleza del control mediante la variación de la velocidad de giro de los rotores de la cual se encarga un ordenador incorporado en el vehículo y que permite una amplia versatilidad de movimiento. Una vez elegido el tipo de UAV, conviene hacer un estudio de las alternativas de diseños que existen para poder seleccionar el adecuado.

Dentro de los vehículos de ala rotatoria se diferencian entre vehículos con un solo rotor y vehículos con dos o más. Los que poseen un solo sistema de impulso son denominados helicópteros, estos vehículos cumplen con los requerimientos propuestos inicialmente. No obstante, para un vehículo de las dimensiones del diseño propuesto, la capacidad de carga adicional que pueden permitir es muy limitada por lo que se descarta esta opción y se decide entre los que poseen dos o más rotores, comúnmente denominados multicópteros o multirrotores [16].

Dentro de los vehículos del tipo multicóptero se pueden encontrar principalmente tres alternativas: Cuadricóptero, Hexacóptero y Octocóptero, cada una con el número de rotores que indica su nombre. Hay más versiones con otra configuración y con más puntos de impulso pero el estudio se centrará en estos tipos y sus variantes [17].

El funcionamiento de estas aeronaves se basa en la variación de la velocidad de las aspas de los rotores mediante la cual se consigue el movimiento deseado. El control de la velocidad se realiza mediante un ordenador que dispone de una serie de sensores y un procesador, los cuales analizan la posición actual del vehículo en cada momento y según las indicaciones del piloto o el programa de auto guiado actúa en consecuencia.

La diferencia entre cada uno de los tipos de multirrotor es en el número de rotores que incorpora. Conforme el vehículo dispone de más rotores el impulso que generan será más estable y robusto ante cualquier tipo de agente externo, como viento o posibles obstáculos. Si aumenta la estabilidad también aumentará la calidad de las imágenes que pueda grabar mediante la cámara incorporada. No obstante, cuantos más rotores el peso de la aeronave es mayor, y el consumo es también mayor por lo que se necesitarán baterías mayores para alcanzar una autonomía aceptable. El aumento de peso aumenta también el tamaño de las hélices impulsoras por lo que la aeronave tiene que ser más grande y según que propósito no deseable.

El aumento del número de rotores también aumenta el nivel de carga adicional que puede transportar la aeronave, a su vez, los vehículos con mayor número de rotores son menos sensibles ante el fallo de funcionamiento de unos de los motores ya que con el resto son más capaces de compensar la pérdida y poder realizar un aterrizaje de forma segura [18].

Los multirrotors se mueven sobre lo que se denomina ángulos de navegación que sitúan la posición de un objeto móvil sobre un sistema de coordenadas fijo en tres dimensiones. Los ángulos de navegación son coordenadas angulares que definen un triedro rotado desde otro que se considera sistema de referencia.

Dado un sistema de tres ejes fijos en el plano tridimensional del vehículo, llamados ejes de guiñada (*yaw*), cabeceo (*pitch*) y alabeo (*roll*), existen tres rotaciones principales que permiten ubicar la aeronave desde el sistema de referencia. Dichas rotaciones generan ángulos cuyo nombre depende sobre el eje aplicado. En la siguiente figura se pueden apreciar los tres ángulos de rotación [19].

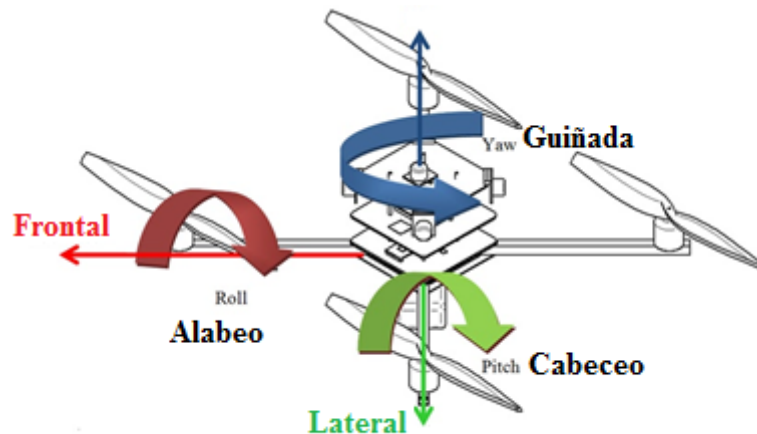


Figura 2.5: Ángulos de navegación de los vehículos multirrotor.

Dependiendo del sentido y velocidad de giro de los motores se consigue el movimiento en el eje deseado.

Para conseguir los movimientos descritos anteriormente es necesario la colocación de las hélices de forma adecuada en relación a su sentido de giro y ubicación. Para cada uno de los tipos principales de multirrotors hay numerosas configuraciones posibles y la elección de cada una de ellas dependerá de la función de la aeronave.

En el caso de los cuadricópteros existen dos configuraciones predominantes en la colocación de los rotores con respecto al cuerpo de la aeronave, en aspa (X) y en cruz (+). La elección depende de unos cuantos factores, si se quiere tener un rotor como referencia visual de la parte delantera de la aeronave se utiliza la configuración en cruz, no obstante, si se quiere disponer de una cámara que enfoque una vista frontal la colocación del rotor en esta parte podría ser perjudicial por lo que se opta por un diseño en aspa [20].

En cuanto al vuelo del UAV se consiguen mayores velocidades y mejor manejo en la configuración en aspa ya que se disponen de dos rotores para cada una de las direcciones de giro, en el caso del diseño en cruz se dispone un rotor que impulse la nave para el lugar indicado. Una ventaja del diseño en cruz es que en choque de cualquiera de los costados solo es dañado uno de los rotores, no obstante, debido a lo poco predecible que son las colisiones el UAV podría golpearse por cualquier lado por lo que no es de gran importancia este aspecto.

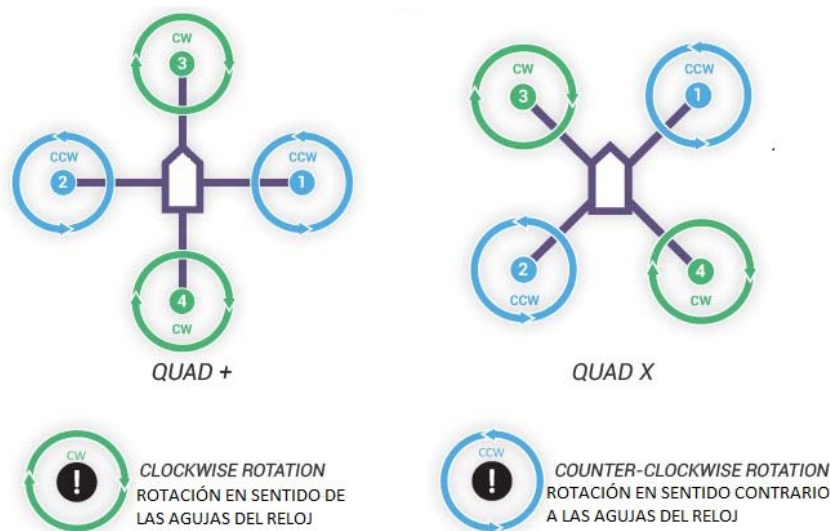


Figura 2.6: Configuraciones principales del Cuadricóptero (Cruz /Aspa) [20]

Como vemos, este tipo de aeronaves, disponen de dos tipos de hélices que se diferencian por el sentido de rotación. Esta diferencia es para poder conseguir el movimiento en el espacio a través de los ángulos de navegación vistos anteriormente.

Si se desea un movimiento de **Yaw o Guiñada**, es decir, rotación de la aeronave sobre su eje vertical, los rotores que giran en un sentido lo harán más rápido que los que giran en sentido contrario. El sentido de la rotación dependerá del tipo de hélice que gire más rápido, si las hélices del tipo CCW son las más veloces se conseguirá rotación en sentido contrario de las agujas del reloj, en caso de las hélices CW se consigue el efecto contrario.

Para el movimiento de **Pitch o Cabeceo**, la rotación a lo largo del eje que va de izquierda a derecha de la aeronave que permiten al UAV moverse hacia delante y hacia atrás, es necesario hacer girar las hélices situadas en la parte posterior más rápido para conseguir una inclinación negativa; por lo que el morro se situará por debajo de la cola y el UAV navegará hacia delante. En caso de hacer rotar más rápido las hélices de la parte frontal, el efecto será el contrario y la aeronave se desplazará hacia atrás. Como se puede apreciar en el diseño en aspa se tienen dos rotores en la parte delantera y dos en la trasera por lo que para la consecución de los movimientos se utilizan ambos, en el diseño en cruz solo se dispone de un rotor por lado por lo que los movimientos serán más lentos y con menos aceleración.

Por último para conseguir el movimiento de **Roll o Alabeo**, rotación sobre el eje que va de la parte delantera a la posterior del UAV, es necesario girar los rotores de uno de los lados

más rápido que los del lado opuesto con lo que se consigue un movimiento lateral. Si se desea desplazar la aeronave hacia la izquierda los motores del costado opuesto deberán girar más rápido, para conseguir el efecto contrario rotarán más velozmente los del lado izquierdo. Al igual que para el movimiento frontal y trasero el diseño en aspa nos permite actuar sobre cada costado con dos rotores por lo que obtenemos movimientos más ágiles y veloces.

La velocidad de cada uno de los rotores para conseguir el movimiento deseado es controlada por el ordenador de a bordo de la aeronave, que a través de los distintos sensores actúa en consecuencia en función de las órdenes recibidas del mando de radio control o del programa de navegación automática.

En el caso de los hexacópteros y octocópteros [21] [22] los tipos de configuraciones más habituales son los mismos variando el número de rotores.

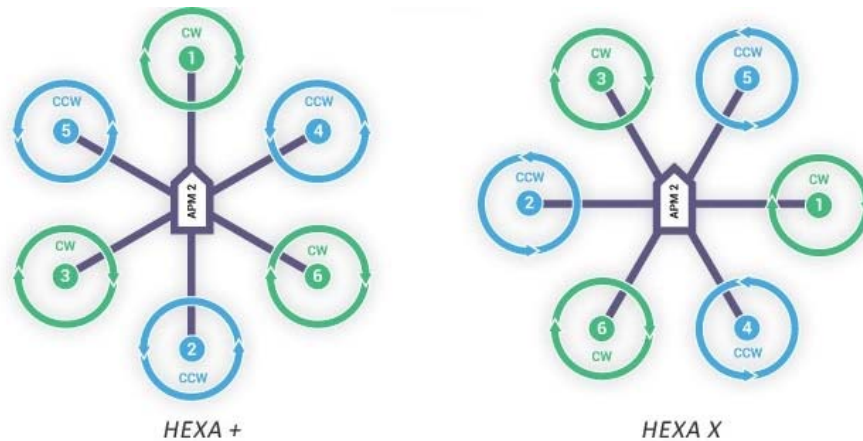


Figura 2.7: Configuraciones principales del Hexacóptero (Cruz /Aspa) [20]

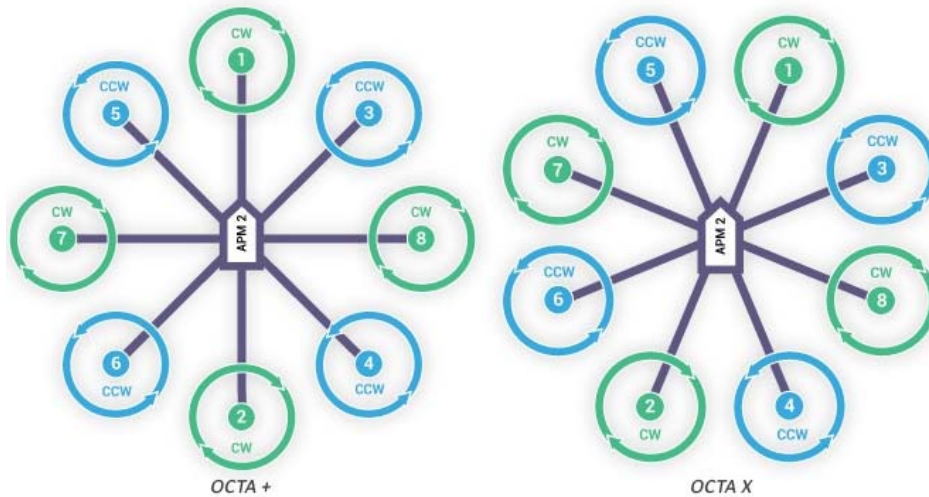


Figura 2.8: Configuraciones principales del Octocóptero (Cruz /Aspa) [20]

La elección de cada uno se basa en los mismos principios explicados para el cuadricóptero. También el modo de funcionamiento para la consecución de las rotaciones sobre los ejes se basa en los mismos principios, en estos casos se disponen de más rotores por lo que la precisión del control es mayor y mejora la estabilidad y la robustez ante agentes extraños en vuelo.

También existen otro tipo de configuraciones en la colocación de los rotores, la elección de un tipo alternativo a los descritos se deberá a limitaciones o requerimientos en el diseño.

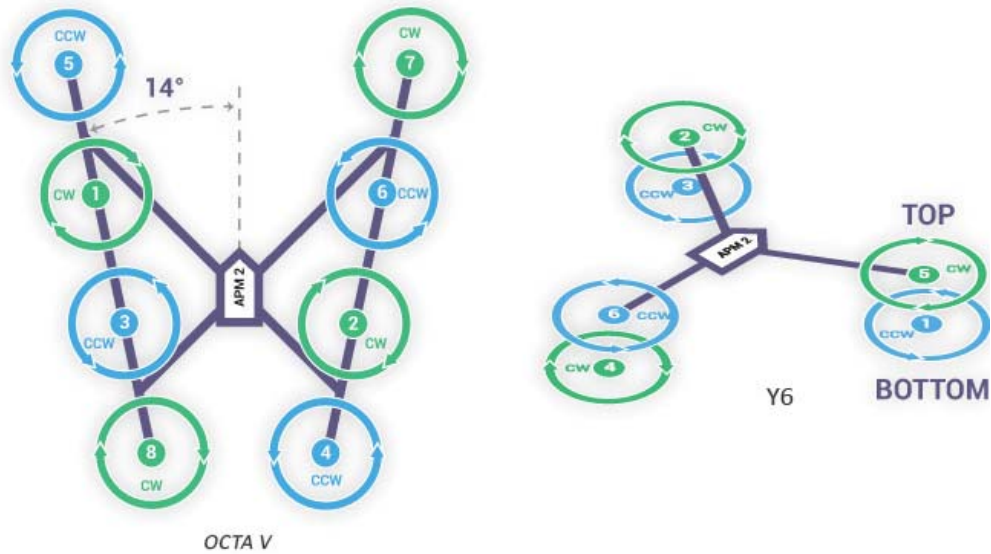


Figura 2.9: Configuraciones alternativas del Hexacóptero y el Octocóptero. [20]

2.4. Descripción de los componentes

A continuación se hará una descripción de los distintos módulos que componen este tipo de vehículos multirrotores, ya sea de cuatro, seis u ocho motores impulsores. El estudio de los mismos y sus distintas características serán de gran ayuda a la hora de poder realizar el diseño que cumpla con los objetivos requeridos para este proyecto.

2.4.1. Motor

Los vehículos aéreos no tripulados de ala rotativa utilizan motores del tipo sin escobillas (*brushless*) para su módulo de propulsión. Estos motores se caracterizan por una alimentación en corriente continua y que no poseen escobillas para realizar el cambio de la polaridad de sus bobinados [23].

2.4.1.1. Ventajas

La inclusión de los mismos en esta clase de sistemas se debe a las numerosas ventajas que nos ofrecen:

Poseen una alto ratio de potencia/peso, aspecto importante ya que nos permite una mayor autonomía de vuelo debido a la reducción de peso en el sistema propulsor, lo cual redundará en la posibilidad de añadir una mayor carga adicional.

Debido a su popularización se pueden encontrar en el mercado numerosas variedades de este tipo de motor, lo cual permite elegir a la hora de proyectar el diseño entre distintos tamaños y capacidad de potencia, de este modo se tiene más flexibilidad para la elección del modelo que mejor se ajuste a los requerimientos del proyecto.

Este tipo de motores son compatibles con los tipos de baterías de alto rendimiento energético que se utilizan en la fabricación de drones, permitiendo un excelente control y ascensiones rápidas ya que son capaces de alcanzar una alta tasa de rotación en un tiempo muy limitado.

No poseen escobillas para realizar el cambio de polaridad del motor, lo cual reduce el mantenimiento al cual se someten, aumenta su rendimiento y durabilidad, disminuye el ruido producido por los mismos así como el calor desprendido. Además, los motores sin escobillas nos ofrecen mayor torque por peso y reducción de las interferencias electromagnéticas frente a los que usan escobillas [24].

2.4.1.2. *Funcionamiento*

Los motores sin escobillas se componen de una parte móvil que es el rotor donde se sitúan una serie de imanes permanentes y una parte fija denominada estator compuestas por una serie de bobinados de hilo conductor. La corriente eléctrica proveniente del sistema de alimentación pasa por los bobinados, los cuales adquirirán una polaridad variable que al interaccionar con el campo magnético producido por los imanes del estator producirá el giro del motor [25].

Los bobinados del estator están agrupados en tres grupos que tendrán distinta polaridad según el giro del rotor en cada momento, variando la misma según se encuentre el motor en cada posición. Cada uno de los grupos de bobinas está conectado a la alimentación de distinta forma cómo podemos observar en la figura 2-10 por lo que su comportamiento con respecto a los imanes permanentes variará de un grupo a otro, pudiendo atraer o repeler en cada momento [26].

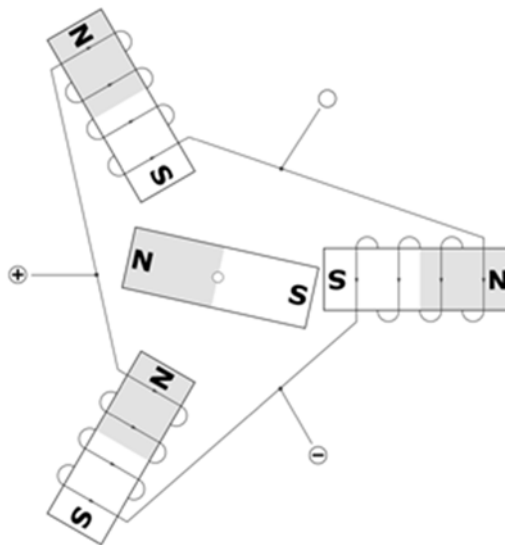


Figura 2.10: Esquema de colocación de los bobinados e imanes en los motores brushless. La variación de la polaridad de los distintos bobinados viene determinada por la alimentación suministrada a los mismos de la cual se encarga el variador o ESC (*Electronic Speed Controller*) que mediante una serie de mecanismos que se explicarán más adelante fijan la polaridad de cada grupo en cada instante por lo que varía la señal que llega al motor.

2.4.1.3. *Parámetros*

Los motores eléctricos se rigen por unos parámetros que nos ayudan a entender su comportamiento para realizar la elección correcta a nuestro propósito [25].

En primer lugar una de las constantes que mejor definen el comportamiento de un motor eléctrico es la constante de velocidad del motor o constante de la fuerza contra-electromotriz (K_V), la cual se mide en Revoluciones por Minuto por Voltio (RPM/V). Esta constante nos

indica la velocidad pico de giro del motor según el voltaje de la alimentación suministrado al bobinado cuando no tiene ninguna carga asociada a su eje de rotación. Por ejemplo, un motor con una constante de velocidad de 1500 RPM/V asociado a una fuente de 14.8V tendrá una velocidad de giro nominal de 22200 RPM sin carga alguna.

Como nos indica la ley de Lenz, un motor en estado de rotación genera una fuerza contra-electromotriz proporcional a su velocidad de giro, una vez que esa fuerza se iguala al voltaje suministrado por nuestra fuente de alimentación el motor alcanza su velocidad límite.

La constante de velocidad caracteriza la capacidad de transformar potencia eléctrica que recibe el motor en velocidad o en torque, la potencia viene determinada por el producto del torque y la velocidad de rotación. Esta constante está ligada a la serie de bobinados del motor, viene determinada por el número de espiras del mismo, así como, del diámetro del hilo.

Para un mismo valor de potencia suministrada al motor se pueden encontrar distintos comportamientos:

- Una K_V baja indica un alto torque o par pero baja velocidad.
- Una K_V media supone un reparto homogéneo de torque y velocidad.
- Una K_V alta indica un motor con una velocidad elevada pero bajo torque.

El torque nos señala la cantidad de carga que podrá mover nuestro motor en funcionamiento, por lo que cuanto más elevado sea el torque de nuestro motor más carga nos permitirá rotar asociada a su eje.

Para altos niveles de K_V , el motor se alimenta con valores de tensión bajos pero tienen un alto consumo de corriente que afecta directamente al rendimiento de la electrónica asociada y al consumo de la batería y nos ofrece una mayor aceleración. Para bajos niveles se alimenta con un mayor nivel de voltaje por lo que la corriente que circula es más baja, en este caso el comportamiento se muestra menos vivo ante aceleraciones.

Según el propósito de nuestro diseño y los requerimientos se debe realizar un estudio de cuál es la constante de velocidad asociada al motor elegido para un óptimo rendimiento.

Otro parámetro a tener en cuenta es la constante del motor (K_M) que se define mediante la siguiente fórmula:

$$K_M = \frac{\tau}{\sqrt{P}}$$

Donde τ se corresponde con el torque del motor y P es la pérdida de potencia resistiva del mismo.

La constante del motor es independiente del bobinado y se utiliza para seleccionar el tamaño del motor dependiendo de la aplicación.

Para poder realizar una correcta elección del motor es necesario observar a su vez otros datos que son útiles como el peso del mismo que redundará en la autonomía de vuelo del vehículo, su tamaño deberá ajustarse al diseño, el límite de potencia de trabajo del motor también se tendrá en cuenta a la hora de seleccionar el suministro energético adecuado. Un factor importante es la corriente que circula por el motor a un nivel de voltaje prefijado sin ninguna carga asociada, lo cual nos indicará el consumo del mismo para un valor de K_V similar, por lo que se intentará minimizar este parámetro.

2.4.1.4. Variaciones

Atendiendo a la colocación de los imanes permanentes del rotor con respecto al bobinado podemos realizar la siguiente clasificación:

- **Inrunner:** Los imanes del rotor se sitúan en la parte interna del motor y el bobinado los rodea. Este tipo de motores nos ofrecen una velocidad de giro elevada, superior incluso a la máxima recomendada para el giro de las hélices de las aeronaves estudiadas, no obstante; ofrecen un torque bajo por lo que no son aptos para el manejo de grandes cargas como son las hélices, tienen un K_v elevado. Para paliar esta desventaja se suelen usar junto a una reductora lo cual redundaría en un mayor peso.
- **Outrunner:** El bobinado se encuentra fijo en el núcleo del motor y son los imanes permanentes del rotor los que rodean dicha estructura para conseguir el giro. Esta clase de motores ofrecen una velocidad de giro más reducida que sus homólogos *inrunner*, sin embargo el torque desarrollado es mayor por lo que son los más adecuados para el propósito del proyecto ya que se elimina el uso innecesario de la reductora asociada.

Los motores brushless se definen por la cantidad de polos que disponen tanto de los imanes del bobinado interior (N) como de los imanes de la carcasa exterior (P). Este número de polos no suele coincidir para reducir el par de detención a velocidades bajas que tiende a parar el motor.

Las configuraciones típicas son 9N12P para pequeños motores *outrunner*, 9N6P utilizados en la construcción de helicópteros o 12N14P para aplicaciones que requieran un alto nivel de torque.

Atendiendo a la configuración eléctrica del bobinado se pueden encontrar dos tipos de configuraciones:

- **Configuración Δ :** Se conectan los diferentes bobinados mediante un circuito en serie, la corriente es aplicada a cada una de las conexiones. Se caracteriza por proporcionar al motor un bajo torque a baja velocidad y una mayor velocidad máxima.
- **Configuración Y:** Se conectan los bobinados a un punto central en forma de circuito en paralelo, el motor dispone de un mayor torque a baja velocidad y se reduce su velocidad punta, es más eficiente ya que no contiene un bucle cerrado por lo que reducimos las corrientes parásitas que circulan por nuestro circuito.

Desde un punto de vista del controlador ambos sistemas son vistos de la misma forma.

2.4.1.5. Conexiones

El motor sin escobillas dispone de tres cables que irán conectados con el variador correspondiente, los cuales recibirán la potencia necesaria para polarizar cada grupo de bobinados en el momento preciso, la señal que llega por estos tres cables es generada por el variador de la forma que se explicará a continuación.



Figura 2.11: Motor del tipo brushless utilizado en la fabricación de UAVs.

2.4.2. Variador

El variador o ESC, por su denominación en inglés *Electronic Speed Controller*, es un circuito electrónico que sirve para controlar la velocidad de giro de los motores, así como su dirección y servir como freno dinámico para éstos.

2.4.2.1. Funcionamiento

El variador dispone, como hemos visto antes, de tres cables por lo que circula la energía que llega al motor, que llevarán la secuencia de señales capaces de hacerlo rotar de una forma adecuada. La señal generada es trifásica, por cada cable circula corriente alterna de la misma frecuencia y voltaje relativo con respecto a una referencia común, desfasada una con respecto a la otra un tercio del periodo de la misma. Estas señales son de forma sinusoidal por lo que activarán y desactivarán de forma periódica los bobinados del motor que impulsan el rotor. Es la frecuencia de dichas señales la que rige la velocidad de giro, el variador se encarga de variar dicha frecuencia en función de las órdenes recibidas del controlador de vuelo [27].

El variador o ESC se conecta con el controlador de vuelo por medio de tres cables, dos de ellos son los encargados de proveer de alimentación y el tercero es el que transmite la señal de control al mismo para el funcionamiento de cada motor.

Esta señal recibida se genera mediante modulación de ancho de pulso o PWM (*Pulse Width Modulation*), la cual modifica el ciclo de trabajo (*duty cycle*) de una señal cuadrada que varía entre dos valores de voltaje correspondientes al nivel alto y bajo. El ciclo de trabajo es el ancho relativo de la parte de la señal que se encuentra a nivel alto con respecto a su periodo. El ancho del pulso será el tiempo, normalmente milisegundos, en los que la señal se encuentre a nivel alto.

El ancho de pulso varía entre valores de 1 ms a 2 ms, normalmente, evitando un pulso de ancho 0 ms evitamos errores en la transmisión. La velocidad de cada motor dependerá del valor de ese ancho, que será más alta cuanto más tiempo se encuentre la señal en nivel alto. El variador modificará la frecuencia de las señales que llegan al motor conforme indique la señal PWM recibida.

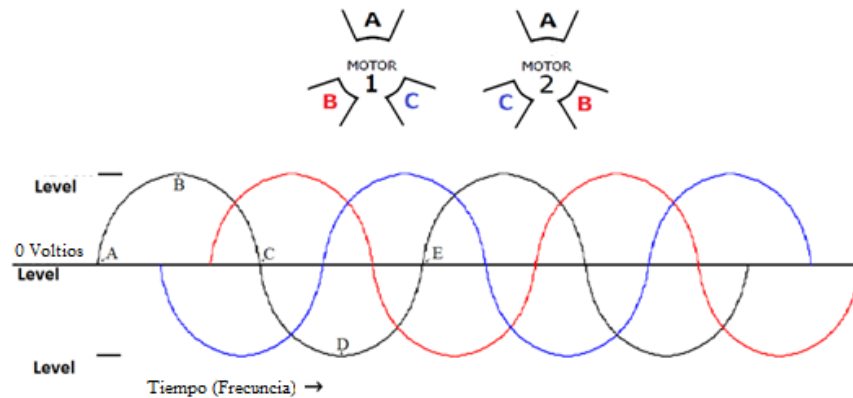


Figura 2.12: Variación de las distintas ondas que llegan al motor a lo largo del tiempo.

En ocasiones, por su definición, se asocia la velocidad de giro del motor con la constante de velocidad, ya que relaciona las revoluciones por minuto con los voltios aplicados a la entrada del mismo, esto no es del todo cierto ya que la velocidad de giro depende así mismo de la frecuencia de la señal que se encarga de dar polaridad a los bobinados. Con una misma frecuencia aplicada, la variación de voltaje lo que haría es reducir la potencia media recibida por el motor por lo que éste tendría menos torque. Si mantenemos fijo el voltaje en dos simulaciones, dependiendo de la frecuencia fijada para cada una obtendríamos también un mayor o menor valor de potencia por lo que el torque y la velocidad también se verían modificados. Por lo que la velocidad de giro depende de ambas variables que habrá que tener en cuenta al seleccionar el componente adecuado.

El correcto equilibrio entre ambos dependerá de la correcta programación del variador, teniendo en cuenta el número de polos del rotor del motor, que indica el número de grados de avance en cada iteración de polarizado dependiente de la frecuencia. Hay que seleccionar el valor adecuado de la frecuencia de la señal recibida por el motor para que la sincronización sea óptima y conseguir el mayor nivel de eficiencia de potencia y obtener los resultados ideales que especifica el fabricante para el constante de velocidad asociada a cada motor.

2.4.2.2. Variaciones

El principal problema es la sincronización entre el motor y el variador, éste último debe enviar la señal en el momento adecuado para la activación de cada uno de los grupos de bobinados para el correcto giro del motor, esta acción debe ser muy precisa debido a la alta tasa de cambio de la señal recibida. Se produce el efecto deslizamiento que es la diferencia de velocidad que debería girar el motor según las indicaciones del variador y la velocidad real.

Según los mecanismos que utilice el variador para detectar la posición relativa del motor en cada instante y corregir el deslizamiento podemos catalogar el sistema en dos grupos [28]:

- **Sensored:** En esta clase de sistemas, el motor lleva una serie de sensores que indican al variador la posición exacta de los bobinados en cada instante de giro del motor, lo cual permiten aplicar en el momento más idóneo la tensión adecuada a cada bobina. El sistema actúa en bucle cerrado ya que el variador modifica su salida conforme a los datos recibidos de los sensores colocados en los motores. Se utilizan, mayoritariamente, sensores de efecto Hall para medición del campo magnético generado por las bobinas y determinar la posición y *encoders* rotativos que convierte

la posición angular del eje en un código digital interpretado por el variador. Este tipo de sistemas necesitan de un cable más para la señal recibida de los sensores entre motor y variador y a su vez permiten un control más eficiente de la energía para conseguir la rotación del motor, no obstante, resultan mucho más caros.

- **Sensorless:** En este caso el motor no lleva ningún tipo de sensor incorporado, el variador detecta la posición de los bobinados del motor midiendo la fuerza contra-electromotriz en las bobinas no accionadas que se opone al giro del motor medida en voltios. No se necesita de cableado adicional ya que la medición se realiza a través de los cables que entregan la potencia al motor. Este tipo de sistemas tienen la desventaja de que a velocidades bajas o nulas el valor del voltaje generado por la fuerza contra-electromotriz puede resultar excesivamente bajo y dificultar el análisis con exactitud. Tampoco se tiene forma de saber la posición inicial ya que no hay fuerza generada en ese momento por lo que la rotación del motor en un principio se hace sobre una fase arbitraria y luego se corrige. Por lo que el motor puede girar en sentido contrario en periodos de tiempo muy breves. Otros sistemas sin sensores son capaces de medir la saturación de los bobinados causados por la posición de los imanes fijos del rotor para conocer la posición del mismo. Estos sistemas son bastante más económicos que cuando disponemos de sensores, la elección entre uno y otro dependerá, por tanto, del presupuesto disponible y del uso práctico que queramos dar a los motores.

Otra de las variaciones que se pueden encontrar en los variadores o ESC's es la inclusión de un circuito tipo BEC (*Battery Elimination Circuit*), circuito de eliminación de batería, diseñado para evitar el uso de una batería adicional para alimentar la parte electrónica del UAV, el mismo variador contiene un circuito con un regulador el cual adecua el elevado voltaje procedente de la batería a un nivel conveniente para el uso en los demás módulos que forman el sistema.

La batería principal sirve para alimentar los distintos componentes, por lo que se reduce el peso general de la nave ya que se suprime el uso de un sistema de alimentación adicional lo cual redundaría en una mayor autonomía de vuelo, sin embargo, a su vez se consume más energía de la batería principal. Debido a que no solo está reservada para el sistema propulsor por lo que se pierde, por esta parte, tiempo de vuelo. Hay que hacer un estudio del consumo de cada módulo y de propulsión para saber si es adecuado añadir o no el circuito en el variador y si compensa la ganancia en peso con la pérdida de capacidad de energía para los motores.

La mayoría de modelos que se encuentran disponibles en el mercado vienen con el circuito BEC incorporado ya que en gran parte de los montajes es más adecuado el diseño con esta variación incorporada. No obstante, para requerimientos elevados de potencia en los motores este circuito no se incorpora y se debe buscar otra alternativa para alimentar el resto de los módulos.

Según incluya el variador un circuito de eliminación de la batería (BEC) o no, difiere el propósito de los cables de alimentación del bus que conecta con el controlador de vuelo. Si incorpora el BEC, el variador alimenta los circuitos del controlador y dispositivos adicionales a través de esos cables. Por el contrario, si el variador no incorpora el circuito, el cometido del cableado es proveer de alimentación al mismo, por lo que debemos conectar una batería adicional para poder dar energía tanto al variador como a los demás circuitos a través del controlador.

2.4.2.3. *Parámetros*

Para la elección correcta del variador en cada uno de los diseños realizados han de tenerse en cuenta una serie de características y limitaciones de los mismos [29].

En primer lugar la principal característica de los variadores que se encuentran en el mercado es su limitación en corriente, es decir, el amperaje máximo que pueden soportar y entregar a cada motor. La medida se denota en Amperios y suele darse en múltiplos de 10 A para tener variedad de elección. Conforme se aumente la capacidad de corriente soportada también será mayor el tamaño del variador, así como su peso.

El criterio a seguir para la elección adecuada es el consumo de corriente máximo de cada uno de los motores por separado, es decir, el flujo de amperios que circula por cada uno de los mismos cuando se encuentra a máximas revoluciones. Obteniendo el dato de consumo se elige el variador cuya limitación en corriente se encuentre por encima de dicha cota, lo más cercana posible, dejando un margen adecuado en torno a un 10%.

Otra característica a tener en cuenta en el estudio de los distintos variadores es el rango de voltaje de funcionamiento, el cual dependerá de la batería seleccionada teniendo en cuenta los requisitos del diseño. Debido al uso predominante de baterías LiPo (Polímeros de Litio) y NiMH (Batería de níquel-metal hidruro), el nivel soportado por el variador se indica en la cantidad de celdas de cada tipo de batería que se pueden conectar. El rango normal se sitúa entre 2 y 6 celdas de baterías de polímeros de Litio y de 5 a 18 en baterías basadas en Níquel. La transformación a voltios se puede realizar sabiendo el valor de voltaje de cada una de las celdas, como se explicará más adelante, por si se dispone de alguna forma de alimentación alternativa.

Los variadores disponibles en el Mercado, hoy por hoy, son programables, es decir, se puede configurar su comportamiento con respecto a los motores eligiendo entre distintas opciones según los requerimientos. La programación se puede realizar tanto de forma manual con el mando que controla el vuelo del UAV como mediante una tarjeta programadora disponible en el mercado que facilita el trabajo debido a una mejora en la interfaz con el usuario.

Los parámetros seleccionables son los siguientes:

- **Brake:** (ON/OFF) Si se configura a modo activo, cuando el acelerador que controla el motor se encuentre a nivel 0 el motor se detendrá y no continuará con el movimiento provocado por la inercia de giro, como en caso desactivado.
- **Cut-off type:** Cuando el voltaje de la batería desciende por debajo de un mínimo prefijado se produce el *cut-off* de los motores, se apagan. Se puede seleccionar como se quiere que se produzca dicho apagado, pudiendo ser de forma suave, el motor va perdiendo potencia hasta pararse, o de forma abrupta, el motor se para una vez superado el límite.
- **Start Mode:** Durante la puesta en marcha del motor hasta llegar a las revoluciones adecuadas para el despegue, se puede seleccionar como se produce dicha aceleración, pudiendo ser de una forma más abrupta o de forma gradual.
- **Timing Mode:** El *timing* del variador depende del número de polos magnéticos del rotor del motor, que determina el avance en grados en cada iteración, es decir, cada vez que cambiamos la polaridad del conjunto de bobinados. Por lo que se debe ajustar el *timing* en función del motor conectado al variador seleccionado.

- **Battery:** Gran parte de los variadores comerciales auto-detectan el número de celdas de la batería a la que están conectados, no obstante, pueden requerir de esa información manualmente mediante programación.
- **PWM frequency:** Se puede ajustar la frecuencia de la señal PWM que interpreta el variador, para ello debemos tener en cuenta la que genera el controlador de vuelo, ya que será ese valor el que limitará la elección. A más frecuencia tendremos un control más preciso de la nave.
- **Built-in BEC output:** En caso de disponer de una salida BEC, algunos de los variadores encontrados en el mercado son capaces de entregar dos valores de voltaje, la elección irá en función de los requerimientos electrónicos.



Figura 2.13: Variador convencional utilizado en la fabricación de UAVs.

2.4.3. Hélice

Las hélices son unos de los componentes más importantes del UAV, ya que de ellas dependerá la fuerza de empuje de cada uno de los sistemas propulsores, para un mismo motor seleccionado puede variar su eficiencia en función de la hélice que se asocie.

2.4.3.1. Material

Atendiendo al material de fabricación de las mismas podemos encontrar en el mercado numerosos tipos de hélices [30]:

- **Madera:** Se fabrican, generalmente, en arce, madera de haya o de balsa. Son las más ligeras y presentan la menor de las cargas al motor suponiendo un mismo tamaño de hélice. Por esta razón son capaces de girar a altas velocidades ya que el motor es capaz de acercarse a su máximo de revoluciones. Sin embargo, son las que más facilidad tienen para romperse. Ofrecen alta eficiencia en vuelo pero son muy frágiles ante cualquier tipo de imprevisto.
- **Fibra de vidrio:** Pueden presentarse tanto formadas puramente en fibra de vidrio como de nylon con un refuerzo de este material. Son las hélices más pesadas, por lo que la velocidad de giro queda reducida, no obstante, son las más resistentes y duraderas. Es la elección adecuada para principiantes y modelos por desarrollar ya que son capaces de resistir los golpes de una mejor manera. En contrapartida, son menos eficientes que las hélices de madera y de fibra de carbono.
- **Fibra de Carbono:** Son las más rígidas pero también son las más caras. Ofrecen unas prestaciones altas de eficiencia en vuelo, son muy ligeras y soportan los golpes mejor que las fabricadas en madera. Por todo ello son la elección más acertada en numerosos modelos, el impedimento principal es su alto precio, no obstante, con el paso del tiempo su fabricación se ha abaratado y ya se pueden encontrar este tipo de hélices en

numerosos tamaños, por lo que cada vez son más utilizadas en el ámbito de los vehículos radiocontrol.

Todas las hélices mencionadas mantienen su forma de manera adecuada cuando están girando, lo cual las dota de una mejor eficiencia a la hora de generar empuje. Por dicho motivo son más peligrosas en cuanto al contacto con el usuario y hay que tener extrema precaución cuando se trabaja con ellas.

- **Nylon:** Es la opción más barata y la selección de los distribuidores de modelos de gama baja y de pequeño tamaño. Son muy resistentes a golpes ya que son altamente flexibles, lo cual las hace poco eficientes en vuelo, por lo que para diseños más profesionales, como el desarrollado, se evita su uso.

2.4.3.2. *Parámetros*

Las hélices son caracterizadas por dos parámetros que indican su comportamiento en vuelo y ayudan a su elección [31] [32]:

- **El diámetro de la hélice**, la distancia entre ambas puntas, nos indicará el tamaño de la misma. A más tamaño mayor empuje y mayor peso, por lo que el motor asociado deberá poder manejar una mayor carga disponiendo de un torque mayor. El tamaño de la hélice también determina el tamaño total del vehículo, por lo que la elección del modelo correcto será de vital importancia. En el ámbito internacional de las hélices la medida se realiza en pulgadas.
- **El *pitch* o paso de la hélice**, indica la distancia teórica que la hélice avanzará a lo largo del eje de rotación en una revolución completa dentro de un fluido perfecto.

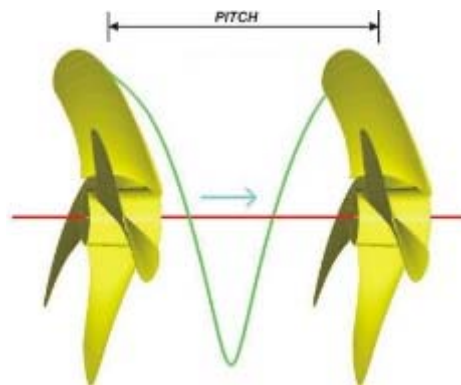


Figura 2.14: Representación gráfica del significado del pitch de una hélice.

El *pitch* indicará la capacidad de la hélice para mover el aire y generar empuje. Si se dispone de un *pitch* alto, el motor deberá generar mayor fuerza para conseguir el empuje, el cual también será mayor. Por lo que la elección del motor adecuado ha de hacerse en función de las características de la hélice y viceversa.

Al igual que el diámetro, internacionalmente la medida del *pitch* o paso se realiza en pulgadas. La notación que se utiliza, generalmente, es indicar primero el diámetro de la hélice y a continuación su *pitch*, es decir, 15x5 indicará una hélice cuyo diámetro es de 15 pulgadas con un *pitch* de 5.

En función de la longitud del *pitch* las propiedades de la hélice variarán [33].

- **Pitch alto:** Adecuadas para vuelo a alta velocidad, que ofrecen baja aceleración al despegar por lo que el ascenso de los vehículos es lento y son más difíciles de aterrizar.
- **Pitch bajo:** Los vehículos con este tipo de hélices poseen una velocidad de vuelo baja, no obstante su aceleración es buena por lo que ayuda a un mejor control tanto en el despegue como en el aterrizaje, el rango del acelerador es mayor por lo que el control es más sutil.

Una buena semejanza para entender el nivel de *pitch* adecuado para el propósito requerido por el diseño es compararlo con las marchas de un coche. Un *pitch* bajo se asocia a marchas bajas capaz de desarrollar un mejor control pero con una limitación de velocidad, y al contrario, un *pitch* alto se asocia a marchas altas.

2.4.3.3. Variaciones

Las hélices pueden variar en su forma, ésta dependerá del uso que se dé a las mismas. Para aplicaciones con motores que giran a pocas revoluciones se utilizan hélices más anchas, de esta forma es más eficiente el empuje realizado, ya que a velocidades de giro bajas se aprovecha mejor el flujo de aire aumentando el ancho de la hélice. Cuanto más rápido gire el motor asociado la hélice tendrá que ser más fina con el fin de aprovechar de manera más eficiente el aire manejado.

También varían en su peso. Una hélice más pesada ofrecerá un mejor control y permitirá un vuelo más estable, no obstante, está característica no es de gran importancia si se dispone de una buena electrónica capaz de proveer un manejo correcto.

Las hélices también pueden variar en el número de hojas, cada hoja adicional permitirá que ésta ejerza un impulso mayor, pero también su peso se eleva y se necesita un motor con mayor torque para poder manejar tanto el aumento de peso como el impulso adicional. La opción más eficiente son las hélices de dos hojas ya que manejan de una forma más adecuada el aire que pasa por ellas y sufren menos turbulencias, hélices de más hojas serán necesarias cuando el diseño del vehículo restrinja su tamaño y se necesite mayor impulso en espacio reducido.

Para hacer una buena elección de la hélice adecuada para cada motor se debe tener en cuenta el torque del mismo para poder hacer girar la carga que supone la hélice de la manera más eficiente.

Por último cabe mencionar que para obtener el mejor rendimiento de una hélice y disminuir el ruido y las vibraciones que produce la misma, ésta debe estar balanceada, es decir, debe ser simétrica respecto a su centro que será el punto de unión con el motor. Todas las palas deben tener la misma forma y peso para un correcto balanceo, con el tiempo la simetría se pierde y debe comprobarse y ajustarse con asiduidad. Para realizar la corrección si el desbalanceo es excesivo y no se quiere sustituir la hélice por una nueva, se puede añadir peso con pequeños trozos de cinta adhesiva y reducir la carga limando ligeramente uno de los bordes. Existen aparatos para comprobar el correcto balanceo que ayudarán a mejorar el rendimiento de la aeronave.



Figura 2.15: Ejemplos de distintas hélices utilizadas en la fabricación de UAVs.

2.4.4. Batería

2.4.4.1. Ventajas y desventajas

Las baterías utilizadas en los tipos de UAVs concernientes a este proyecto son las de tipo LiPo (basadas en Polímeros de Litio). Son baterías recargables que han ido rápidamente sustituyendo a los suministros por combustión en el ámbito de los vehículos no tripulados de tamaño moderado. También se han impuesto a las clásicas y convencionales basadas en Níquel como las NiCad (baterías de Níquel-Cadmio) y NiMH (Baterías de Níquel-Metal-Hidruro), las principales razones de este auge son las siguientes [34]:

- Las baterías LiPo son ligeras en comparación con sus competidoras y pueden fabricarse en una gran variedad de tamaños y formas.
- Las baterías LiPo tienen una gran capacidad de almacenamiento de carga y nos ofrecen un alto nivel de densidad energética, es decir, la relación entre la cantidad de energía acumulada por unidad de volumen.
- Las baterías LiPo tienen una alta tasa de descarga energética, lo cual es requerido por los motores eléctricos de los vehículos aéreos no tripulados.

Todas estas características han contribuido a la expansión y popularidad de los vehículos radio control durante los últimos años, no obstante, también cuentan con una serie de desventajas que distancia a este tipo de baterías de ser la solución perfecta:

- Las baterías LiPo son una alternativa cara todavía en comparación a sus competidoras basadas en tecnologías de Níquel. Sin embargo, el precio de las primeras se reduce día a día debido al desarrollo de la tecnología y a la expansión del mercado.
- La duración de las baterías LiPo es más corta que sus competidoras siendo de unos 300-400 ciclos de carga, no obstante, este dato depende de la forma que se cuida la batería a lo largo de su periodo de vida, pudiendo alargar hasta 1000 ciclos si se realiza un uso eficiente.

- Las baterías del tipo LiPo necesitan un cuidado adecuado si se requiere una duración elevada de su vida, mucho más que el resto de sistemas de alimentación, por lo que se necesita un estudio previo de sus características de carga, descarga y almacenamiento para optimizar su uso.

2.4.4.2. Funcionamiento

A menudo hay confusión acerca de los tipos de baterías con tecnología de iones de Litio, a saber, las mencionadas LiPo y las Li-ion, ambas basadas en el intercambio de iones entre los ánodos y cátodos de carbono, no obstante con diferencias reseñables como el empaquetamiento de las celdas y el tipo de electrolito utilizado, por lo que ofrecen características distintas [34] [35].

Las baterías del tipo Li-ion usan disolvente inflamable líquido orgánico como electrolito, responsable del intercambio de iones de litio entre los electrodos (ánodo y cátodo). Estas baterías se recubren mediante una carcasa metálica para mantener los electrodos fijos y a una distancia de la lámina separadora, lo cual añade peso a la estructura y no permite variaciones de forma y tamaño.

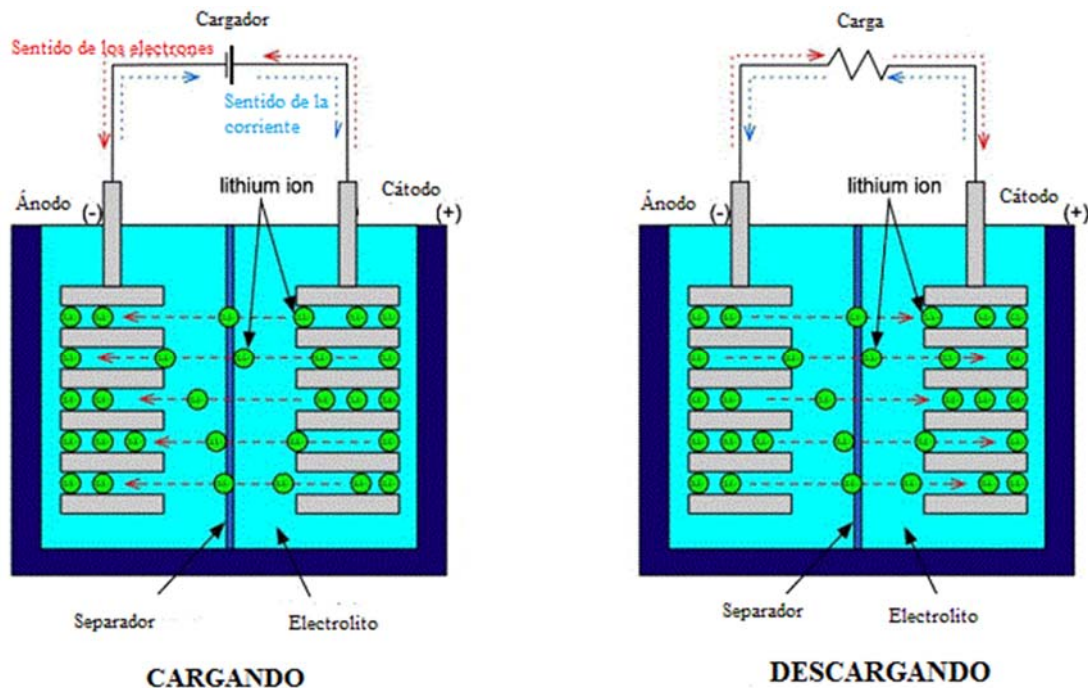


Figura 2.16: Representación gráfica del funcionamiento de las baterías basadas en iones de Litio.

Las baterías LiPo no usan electrolito líquido, en su lugar contienen un polímero electrolítico seco de forma laminada que actúa como separador entre el ánodo y el cátodo de la batería (aluminio recubierto de carbono de litio y placas de cobre) que permiten el intercambio de iones de litio. Este diseño permite la manufacturación de baterías muy finas y variedad de formas y tamaños de las celdas.

El problema de este tipo de baterías es que el intercambio de iones a través del polímero electrolítico es muy lento y por lo tanto reduce considerablemente las tasas de carga y descarga. Este problema se puede paliar mediante el calentamiento de la batería lo cual no es práctico para la mayoría de las aplicaciones. La principal vía de desarrollo en la tecnología

de las baterías LiPo es solucionar este inconveniente que provoca también problemas de seguridad por sobrecalentamiento.

Los vehículos aéreos no tripulados que se tratan en este proyecto utilizan baterías del tipo LiPo híbridas que mezclan ambas tecnologías, el nombre correcto sería baterías de polímero de iones de litio, no obstante la comunidad en general suele referirse a ellas como de polímeros de litio aunque no son de tipo LiPo seco exactamente.

La diferencia reside en la inclusión de un electrolito orgánico en forma de gel basado en disolvente que satura el polímero separador, lo cual incrementa de manera considerable la tasa de intercambio de iones de litio. Este tipo de baterías también tienen altos riesgos de seguridad pudiendo prender fuego en caso de un mal manejo.

Las baterías híbridas utilizan la misma estructura fina que las LiPo con tecnología de polímero seco, lo cual las dota de la misma versatilidad en cuanto a forma y tamaño, siendo una elección adecuada en el diseño acontecido.

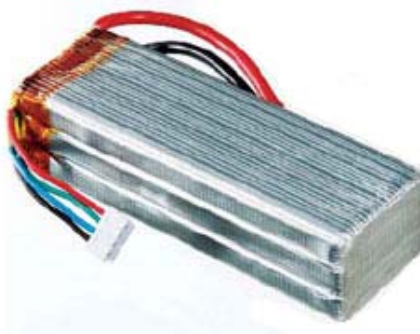


Figura 2.17: Batería convencional basada en la tecnología de iones de Litio.

Las celdas de las baterías híbridas se empaquetan en bolsas de aluminio, estas bolsas no son rígidas y se pueden amontonar de forma que no quede ningún hueco de aire entre las mismas lo que optimiza el aprovechamiento del espacio. El material con el que están hechas las bolsas es muy ligero por lo que en aplicaciones donde este aspecto es de gran importancia, como en los vehículos aéreos, convierte a estas baterías en la solución perfecta.

En la figura 2-18 se puede observar una de estas baterías desenrolladas, se muestra una larga lámina de plástico donde se observa el polímero y los ánodos y cátodos de carbono de litio y cobre en forma de patrón alternado entre la lámina separadora de ambas partes, una vez enrollado se satura con el gel electrolítico orgánico con base de disolvente y posteriormente se encapsula en la bolsa del compuesto de aluminio.

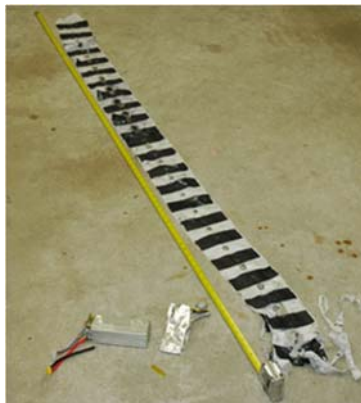


Figura 2.18: Batería LiPo desenrollada donde se pueden observar sus componentes internos.

Una característica interesante de este tipo de baterías LiPo híbridas es que son más eficientes en el intercambio de iones de Litio cuando son sometidas a una alta temperatura, es por lo que en ocasiones se puede apreciar una mejora de potencia del vehículo que las incorpora, por lo que se aconseja no conservarlas en ambientes fríos en instantes previos a su uso.

2.4.4.3. Parámetros

A la hora de elegir una batería adecuada para el diseño seleccionado se tienen que tener en cuenta una serie de parámetros de las baterías del tipo LiPo híbridas, que nos ayudaran a adecuarnos a los distintos requerimientos tanto de potencia como de peso y consumo [36] [37].

Voltaje: Las baterías LiPo tienen un voltaje por celda de 3.7 Voltios, un dato mayor que las basadas en Níquel cuyo valor es de 1.2 Voltios por celda, lo cual permite fabricar baterías de una tamaño más pequeño con valores alto de tensión. En algunos casos incluso algunos vehículos de control remoto pueden ser alimentados por una sola celda de 3.7 Voltios lo cual redundaría en su peso y autonomía.

Las celdas de este tipo de baterías están asociadas en serie para conseguir empaquetados de un voltaje superior, los fabricantes de baterías indican el número de celdas asociadas mediante un número al lado de una letra “S”. Por ejemplo, una batería calificada con un voltaje 4S significa que posee 4 celdas conectadas en serie, lo cual proveerá un voltaje de $4 \times 3.7V = 14.8$ Voltios. Las baterías que se pueden encontrar en el mercado del tipo LiPo pueden ofrecer voltajes de entre 1 a 12 celdas, es decir, un máximo de 44.4 Voltios, no obstante, los productos más usuales se limitan a voltajes de 22.2 Voltios, 6 celdas en serie, siendo difícil de encontrar baterías con valores superiores.

Las baterías LiPo pueden aumentar su capacidad mediante la conexión de las celdas en paralelo, al realizar este tipo de conexiones se mantiene el nivel de voltaje del encapsulado pero la cantidad de carga que puede llegar a almacenar se multiplica. Se denota mediante una cifra, que indica el número de celdas en paralelo, junto a una letra P. Por lo que una batería 2S2P contendrá un total de 4 celdas, conectadas de dos en dos en forma serie y los dos paquetes resultantes en paralelo, obteniendo el voltaje de una batería 2S (7.4 Voltios) y el doble de capacidad.

A la hora de elegir la batería adecuada para cada uno de los diseños hay que fijarse en la constante de velocidad K_v que nos indica las revoluciones máximas que puede alcanzar el motor sin carga asociada por cada voltio suministrado.

Capacidad: La capacidad de la batería indica la cantidad de energía que puede almacenar ésta en su interior y se indica en miliamperios hora (mAh). Significa el nivel de carga, medida en miliamperios, que se puede conectar a la batería que tras una hora dejaría a ésta completamente descargada.

Por ejemplo, una batería con una capacidad de 1000 mAh se descargará por completo en una hora si conectamos una carga que drena 1000 miliamperios, si a la misma batería conectamos una carga que drena 500 mAh, tardaría en descargarse 2 horas, si aumentamos considerablemente el nivel de drenado de la carga hasta, por ejemplo, 15 Amperios; la batería tardaría en descargarse 4 minutos - $1000mAh/15000mA \times (60min/1h)$.

Viendo lo anteriormente mencionado, cabría pensar en utilizar una batería lo mayor posible para poder proveer de energía al sistema impulsor, esto aumentará la autonomía del vehículo, no obstante, al aumentar la capacidad aumentamos el tamaño de la batería y por lo tanto el

peso. Lo cual redundará también en la autonomía, por lo que hay que encontrar el equilibrio de carga y peso que mejor se adapte al diseño como se verá más adelante.

Tasa de descarga (*Discharge rate*): La tasa de descarga indica lo rápido que se puede descargar la batería de una forma segura. Viene determinada por la velocidad de flujo de los iones de litio y se denota por una letra C precedida de un número cuya magnitud es inversamente proporcional al tiempo, generalmente medido en horas.

El significado de este indicativo viene dado por el valor de la cifra que se coloca al lado de la C y en consonancia con la capacidad de la batería. Multiplicando estos dos números obtendremos el valor máximo de corriente que la batería puede suministrar a una carga en condiciones de seguridad. Por ejemplo, si tenemos una batería de 1000 mAh con una tasa de descarga de 20C quiere decir que se puede drenar, con una carga conectada a ella, un total de 20 Amperios ($1000 \text{ mAh} \times 20 \text{ 1/h} = 20000 \text{ mA} = 20 \text{ A}$). A esta tasa de descarga máxima la batería estaría completamente vacía en un tiempo de 3 minutos, por lo que se observa que el valor de la tasa también indica el tiempo en el que la batería estaría completamente descargada si está entregando su capacidad de corriente límite, es decir, si tenemos una batería 20C se vaciará por completo en 3 minutos ($1/20 \text{ h} \times 60 \text{ mins/h} = 3 \text{ mins}$), si tenemos una batería con una tasa de descarga de 45C la carga drenará la energía de la batería en $1/45 \text{ h} \times 60 \text{ mins/h} = 1.33 \text{ minutos}$.

Algunas baterías LiPo del mercado poseen un valor adicional a la tasa de descarga que indica un pico en la misma de unos segundos, es decir, que pueden aumentar la corriente entregada a la carga durante un periodo de tiempo reducido. Este valor suele ser, normalmente, el doble que la tasa de descarga a nivel continuo. Por ejemplo, una batería de 1000 mAh con una tasa de descarga en continua de 25C suele tener una tasa de pico de 50C, es decir, en ocasiones puntuales puede superar los 25 A de continua y llegar hasta los 50 sin poner en peligro su integridad. Si se fuerza la batería por encima del límite temporal se podría dañar la misma y llegar a provocar daños al vehículo o a la persona que lo maneje.

Cuanta más alta es la tasa de descarga, la batería es más cara y un poco más pesada, por lo que es conveniente un estudio del consumo que tendrá el vehículo para adecuarse de la manera más precisa a los requerimientos. No obstante, tampoco se puede quedar corto el diseñador, ya que podría dañar la batería de manera irreversible, por lo que una vez fijo el consumo a máxima potencia se deja un margen de seguridad y se elige el valor más próximo.

Resistencia interna: Este parámetro es un buen indicativo para controlar la durabilidad de la batería, normalmente los valores de la resistencia interna suelen ser de unos 0.002 a 0.006 ohmios por celda en caso de las baterías nuevas. Este valor va aumentando conforme el uso y el tratamiento que el usuario le da a la batería, redundando en la cantidad de energía que disipa, por lo que con el paso del tiempo ésta adquirirá una temperatura mayor en vuelo y podría no ser seguro su uso.

Es recomendable monitorizar este valor en cuanto a cuestiones de seguridad se refiere y para no alargar de forma indebida la vida de la batería. La medida de la resistencia interna no se puede realizar con un multímetro estándar ya que debido a la gran cantidad de carga almacenada se podría dañar el equipo de medida. La gran mayoría de cargadores incorporan una función que devuelve, o bien, el valor de la resistencia interna celda por celda, o bien, el valor conjunto de la asociación en serie de las mismas.

2.4.4.4. Carga y balanceo

La correcta carga de una batería basada en polímeros de litio es fundamental tanto para la durabilidad de la misma como para evitar cualquier tipo de accidente o fallo que pueda poner en riesgo la seguridad de la persona que la manipula.

El voltaje de una celda de este tipo de baterías, como se ha mencionado anteriormente, es de 3.7 Voltios, este voltaje no es constante y varía según el porcentaje de carga situándose cuando la batería se encuentra al 100% en 4.2 Voltios. Por lo que en el proceso de cargado no se debe sobrepasar este límite ya que podría dañar la batería.

Debido a dicha limitación es necesario el uso de un cargador adecuado para las baterías LiPo y seleccionar de manera adecuada el número de celdas que se conectan, si el valor está equivocado se corre el riesgo de sobrecargar la batería. La gran mayoría de cargadores del mercado tienen incorporado un sistema que auto detecta el número de celdas conectadas para evitar riesgos.

El cargador utiliza un método de carga conocido por corriente constante/voltaje constante (cc/cv), significa que durante la primera fase de carga de la batería se aplica una corriente fija, conforme se acerca el voltaje de la misma al límite de 100%, el cargador automáticamente comienza a reducir el nivel de corriente y aplica un voltaje constante durante la etapa restante. El cargador interrumpe la fase de carga una vez se alcanza el voltaje de 4.2 Voltios de cada celda.

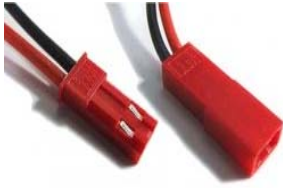
También es importante seleccionar el nivel de corriente que el cargador entregará a la batería durante la carga. Se sigue una regla en la mayoría de los casos que dice que nunca hay que cargar la batería por encima de su capacidad, es decir por encima de 1C. Significa que, por ejemplo, si se dispone de una batería con una capacidad de 2000 mAh nunca hay que suministrar una corriente superior a 2 Amperios durante la fase de carga.

No obstante, conforme se especializa la tecnología, existen disponibles en el mercado baterías que soportan 2C, 3C, incluso hasta 5C de corriente de carga. Por lo que podemos reducir los tiempos de carga. Si cargamos la batería a 1C, ésta estará completamente llena en 1 hora, sin embargo, si la cargamos a 5C la duración de la carga se reduce a 1/5 Horas, 12 minutos.

También es importante el balanceo de la batería, que permite cargar todas las celdas por igual alcanzando el nivel de 4.2 Voltios en cada una de ellas sin superar dicho límite. Ocurre si disponemos de más de una celda, por ejemplo una batería 3S, el cargador alcanzará los 12.6 Voltios cuando se complete el ciclo de carga, no obstante, si las celdas tienen distinta tensión al comienzo de la operación se corre el riesgo de que éstas difieran su nivel al fin de la misma. Una podría llegar a superar los 4.2 Voltios mientras que las otras no se cargarían del todo. Para evitar esto y evitar riesgos se utiliza el balanceo que carga todas las celdas por igual, con un error de 0.001-0.03 Voltios, mediante la lectura de voltaje de cada celda por separado gracias a una conexión que disponen todas las baterías LiPo, el cable de balanceo. Un circuito incorporado en el cargador permite cargar las celdas mediante el cable principal de potencia de la batería.

2.4.4.5. Conexiones

Las baterías suelen disponer de dos tipos de conectores ya mencionados, el cable principal de potencia y el cable de balanceo. El primero es el encargado de entregar y recibir la energía que dispone la batería, el segundo se encarga de realizar un correcto balanceo de las celdas de la batería como ya se ha explicado.



Para cada uno de estos cables existen multitud de conectores, cuya elección dependerá del uso de la batería y los requerimientos de potencia del diseño seleccionado, todos ellos tienen mecanismos de seguridad que evitan invertir la polaridad al conectarlos.

Los conectores del cable de potencia son los siguientes:



Conector JST: Es un conector pequeño utilizado para requerimientos de hasta 5 Amperios nominales. Usado en baterías de capacidad reducida, por debajo de 1500 mAh, para alimentar los motores de UAVs de tamaño muy reducido y la electrónica de a bordo de los modelos de una gama más alta.



Conector Dean Ultra: Un tipo de conector muy utilizado cuyo precio es relativamente alto con respecto a sus competidores, pueden soportar un nivel de corriente nominal de hasta 50 Amperios.

Conector EC3: Conectores del tipo “bullet” capaces de soportar una intensidad continua de 60 Amperios, El tipo “bullet”, observado en la imagen, es muy popular en usos de alta potencia gracias a que disponen una mayor superficie de contacto.

Conector EC5: Versión más grande de los EC3, con pines de 5 milímetros, aumenta la superficie de contacto por lo que aumenta su capacidad nominal de corriente ya que puede alcanzar hasta los 120 amperios.



Conector XT-60: Uno de los conectores más populares en el mercado del aeromodelismo gracias a su buena relación calidad-precio. Al igual que los conectores EC3 utilizan la tecnología “bullet” a la hora de realizar el y son capaces de soportar corrientes de 65 Amperios. La funda protectora está fabricada en nylon que no se derrite al realizar la soldadura, además su forma hace que sean fáciles de conectar y desconectar. Existe una versión superior capaz de llegar a soportar una intensidad de hasta 90 Amperios en régimen nominal.

A su vez los conectores de los cables para realizar el balanceo también son de numerosos tipos y dependerán de la marca fabricante, siendo los del tipo JST-XH los más utilizados. Existen otros modelos como Thunder Power, Polyquest y JST-EH.

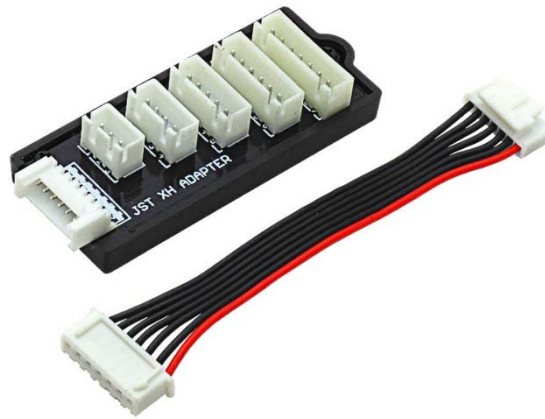


Figura 2.19: Conector JST-XH.

A la hora de diseñar el sistema de alimentación y carga hay que tener en cuenta la uniformidad de las conexiones realizadas antes de proceder a la compra y elegir la opción más adecuada, la mayoría de fabricantes especializados ofrecen versatilidad a la hora de la fabricación de la batería para incorporar el conector que mejor satisfaga las necesidades del proyecto.

2.4.4.6. Consejos y Seguridad

Para el correcto uso de las baterías del tipo LiPo se deben seguir una serie de recomendaciones y consejos que mejoren la durabilidad de la misma, así como, evitar cualquier problema de seguridad que pueda dañar al que las manipule.

Usar siempre el cargador apropiado para cada tipo de batería, la tecnología cambia de una batería a otra por lo que las características de la carga también, siempre usar uno capacitado para el tipo y número de celdas de la batería.

La capacidad de carga no ha de ser superior nunca a lo descrito por el fabricante, si no se conoce el dato o no se está seguro es recomendable realizar la carga como máximo a 1C.

A la hora de elegir una batería adecuada, ésta ha de ser de buena calidad lo cual indica mayor precio, las baterías en oferta más baratas suele ser porque no pasaron los controles de calidad o llevan mucho tiempo en stock.

Las baterías tienen un rango de voltaje de entre 3 voltios y 4.2 Voltios por celda, fuera de los cuales hay alto riesgo de que la batería se dañe. No obstante no es recomendable acercarse a estos valores, alargaremos la vida útil si se acota entre 3.3V y 4V, lo cual no repercutirá de manera sensible en la duración de la misma como se verá más adelante. Una batería, como ejemplo, se cargará en una hora al 90% y tardará una hora más hasta llegar al máximo, por lo que no es necesario realizar la carga completa ya que no se gana excesiva capacidad en relación al tiempo transcurrido.

Las baterías LiPo pierden rendimiento a temperaturas menores a 10°C - 15°C y por encima de 55°C, por lo que hay que evitar entornos hostiles para las mismas al almacenarlas y sobre todo tenerlo en cuenta en instantes previos a su uso, la temperatura de trabajo ideal se sitúa en unos 30-35°C.

No es recomendable cargarlas justo instantes después de su uso y evitar descargarlas más de tres veces al día. Tampoco es aconsejable dejarlas almacenadas totalmente descargadas ni a máxima carga, se aconseja que mantengan un nivel en torno al 60% si van a ser guardadas durante periodos largos de tiempo.

Las baterías LiPo tienen una vida útil limitada por lo que es aconsejable utilizarlas con frecuencia, éstas pierden capacidad a los 2-3 años.

Durante su uso no se recomienda superar el 70-80 % de su capacidad y si se llega al máximo no es aconsejable más tiempo de 5-10 segundos para no dañar la batería.

A la hora de desechar cualquier batería es recomendable descargarla totalmente, posteriormente agujerearla y sumergirla en agua salada durante un día, tras esto ya es conveniente tirarla en el lugar adecuado sin producir contaminación o riesgo.

2.4.5. Placa distribución de potencia

Otro de los elementos principales de los vehículos aéreos no tripulados del tipo multirrotores es la placa de distribución de potencia, encargada de repartir la energía del sistema de alimentación entre los diferentes motores. Esta placa es un circuito impreso capaz de soportar altos niveles de corriente que posee una serie de puertos en los cuales se conectan los distintos elementos, habrá un puerto en el cual irán los bornes de la batería (o sistema de alimentación alternativo) que a través del circuito interno de la placa estarán conectados a las salidas de potencia de las mismas cuyo número dependerá de la cantidad de rotores que posea la aeronave. Las más convencionales sólo disponen de este circuito repartidor de la energía, en el mercado se pueden encontrar otras que además incluyen un circuito que provee alimentación o transmisión de señales de un voltaje menor a la electrónica de la aeronave, siempre y cuando se conecte un sistema de alimentación adicional.

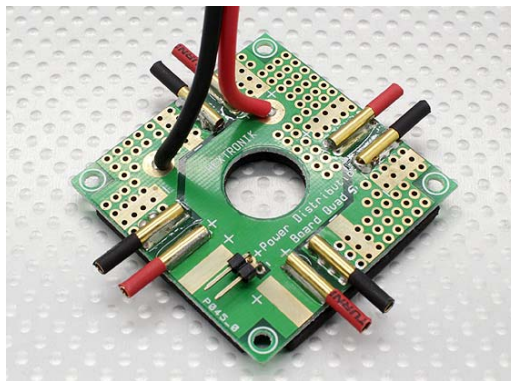


Figura 2.20: Diseño típico de la placa de distribución de potencia.

La placa, como bien indica su nombre, se encarga de distribuir la potencia pero no dispone de ningún elemento para conocer de qué manera debe hacerlo, es el variador asociado a cada motor el que se encarga de requerir el suministro adecuado de la batería en cada momento en consonancia con las órdenes recibidas del controlador de vuelo. Si un motor debe girar más rápido, para realizar cualquiera que sea el movimiento, el variador conectado a la placa de distribución se encargará de dejar pasar la potencia necesaria al bobinado de los motores para que éste gire a la velocidad deseada.

A la hora de elegir la placa adecuada habrá que tener en cuenta el flujo de corriente máximo que pueda tener, esto se produce cuando todos los motores giran a máximas revoluciones. La placa de distribución deberá ser capaz de soportar el régimen nominal de corriente que circula cuando todos los motores requieren máximo suministro, dejando un margen de seguridad para evitar posibles averías, este valor viene dado en Amperios y deberá ser provisto por el fabricante.

La placa distribuidora se coloca, generalmente, en el cuerpo de la aeronave lo más centrada posible para un mejor alcance con todos los variadores y motores asociados, debido a la

cantidad de energía que circula por ella es un elemento propenso a calentarse por lo que deberá ser dotado con la máxima ventilación posible.

2.4.6. Controlador de vuelo

El controlador de vuelo es el cerebro de la aeronave, capaz de hacer girar los motores de la manera adecuada para poder conseguir el movimiento deseado por el controlador de tierra o seguir las directrices del programa en vuelo automático.

Es un circuito de complejidad variable que dispone de una serie de entradas y salidas, además de una serie de sensores incorporados que determinan en tiempo real la posición de la aeronave. El controlador se encarga de procesar tanto la información recibida por los sensores como los datos de dirección para, mediante una serie de algoritmos, enviar las órdenes adecuadas a los motores mediante señal PWM para el correcto vuelo.

El número y calidad de los sensores incorporados por el controlador varía según el modelo. Algunos llevan un simple giroscopio que indica la orientación en el espacio de la aeronave, no obstante, la mayoría de los controladores utilizados en la actualidad incorporan una Unidad de Medición Inercial o IMU (*Inertial Measurement Unit*). La IMU es un dispositivo electrónico capaz de medir y reportar tanto la velocidad de la aeronave, así como su orientación y las fuerzas gravitacionales que actúan sobre ella. Para obtener estos datos está provista de acelerómetros, giroscopios y magnetómetros [38].

El controlador, además, puede recibir otra serie de datos de estado a través de otro tipo de sensores como puede ser un sónar o láser que indique la distancia del vehículo a un punto. Otro dispositivo que suelen incluir los controladores de vuelo de esta clase de vehículos es una unidad de GPS, capaz de dar información en tiempo real de las coordenadas geográficas de la aeronave. Además de para rastrear la posición del UAV, la inclusión del GPS permite realizar vuelos mediante *waypoints*, coordenadas de referencia tridimensionales, que permite a la aeronave seguir una ruta establecida por el usuario de manera automática entre una serie de ubicaciones.

Gracias a la información obtenida por el controlador, éste es capaz de realizar multitud de tareas, según la capacidad de cada uno serán capaces de desarrollar capacidades de vuelo más complejas o menos.

Según la tarea que vaya a desempeñar la aeronave se elegirá un tipo de controlador u otro, según aumentemos el grado de complejidad y las capacidades del mismo, también aumentará su precio.

También es importante tener en cuenta a la hora de elegir el sistema de control de vuelo la capacidad de poder modificar la programación del mismo. La mayoría de los sistemas disponibles son sistemas cerrados que proveen los servicios descritos por el fabricante, no obstante, si el usuario desea modificar el comportamiento o incluir nuevas características, existen en el mercado dispositivos de código abierto. También se puede programar una placa con microcontrolador para que lleve a cabo las tareas desarrolladas por el controlador.

2.4.7. Sistema de comunicación

Por último, mencionar que para controlar el comportamiento del UAV, éste debe disponer de un sistema de comunicación robusto. Paralelamente a este proyecto se ha desarrollado otro que diseña el sistema mencionado dotando de un alto rango de operación a la plataforma, de gran robustez y basado en el protocolo mavlink. El proyecto se denomina “*Sistema de*

enlace robusto para la teleoperación de un UAV en la plataforma robótica ARGOS”, cuya autora es Guadalupe Crespo.

Estos son los principales componentes que se utilizan en la fabricación del UAV del tipo multirrotor, además de los mencionados pueden llevar otra serie de módulos adicionales que mejoren las prestaciones de la aeronave o aporten alguna funcionalidad extra como se verá más adelante. Todos ellos están dentro de una estructura y cuya forma y propiedades difiere según el tipo de nave multirrotor.

Teniendo en cuenta las propiedades y parámetros mencionados se hará la elección adecuada de cada uno de ellos que mejor se adapte a los objetivos finales del proyecto, junto con un estudio previo de los modelos que se encuentran en el mercado hoy día.

2.5. Legislación vigente acerca de los UAVs

En España, y en todo el mundo, se están impulsando leyes que regulen el uso de los UAVs debido a su auge y el posible peligro que pueden resultar sobre todo en zonas de alta densidad de población [39] [40].

El texto para la regulación del uso de los UAV aprobado por el gobierno en julio de 2014 y que entrará en vigor en Enero de 2015, no es una propuesta definitiva ya que hay que realizar modificaciones en otras leyes para poder abarcar un marco global del uso de este tipo de vehículos.

Se busca aprovechar el gran potencial que tienen los UAVs aún no explotado debido a un vacío legal que garantice la seguridad del ciudadano y el usuario.

Los Vehículos Aéreos no tripulados podrán desarrollar operaciones de investigación y desarrollo, tareas de extinción de incendios, levantamientos aéreos, filmación y actividades de vigilancia, publicidad aérea y operaciones de emergencia, búsqueda y salvamento y otras actividades. Así mismo, para garantizar la seguridad, se impide sobrevolar los núcleos urbanos hasta que la regulación definitiva vea la luz.

Se clasifican tres tipos de aeronaves en este marco legal: drones inferiores a 2 kilogramos, entre 2 kg y 25 kg y superiores a los 25 kg. Todos los vehículos deberán ir provistos de una placa de identificación y los encargados del control de la aeronave deberán poseer una licencia de piloto de cualquier tipo o demostrar de manera irrefutable sus conocimientos.

Las operaciones se podrán realizar de dos maneras distintas:

VLOS – línea visual – Con un máximo de 120 metros de altura y 500 metros desde el operador, para aeronaves de hasta 25 kg a una distancia no superior a 8 km de un aeropuerto o aeródromo.

BVLOS – más allá de la línea visual – A 120 metros de altura máximo podría alejarse fuera del campo de visión si la aeronave es inferior a 2 kg de peso y se disponen medios para conocer la posición del vehículo y no a más de 15 km de un aeropuerto o aeródromo si la infraestructura cuenta con procedimientos de vuelo instrumental.

El marco indica que los drones con un peso inferior a 25 kg no deberán estar inscritos, provisionalmente, en el Registro de Matrícula de Aeronaves ni disponer de un certificado de aeronavegabilidad. Se prevé que el mercado sufra un auge aún mayor debido a la regulación y que las empresas fabricantes de UAVs aumenten y se pueda integrar de manera correcta el uso de este tipo de vehículos.

3. Selección de los elementos para el diseño del UAV

3.1. Elección del tipo de multirrotor

Una vez decidido el tipo de UAV que se va a diseñar es hora de elegir entre las distintas opciones que se presentan. Habrá que tener en cuenta principalmente el propósito de uso de la aeronave pero atendiendo a las limitaciones que se imponen en el diseño.

Al ser un UAV diseñado principalmente para la captura de imágenes aéreas, la estabilidad de la estructura es de vital importancia, debe ser lo más robusta posible y ser capaz de resistir cualquier tipo de inclemencia o turbulencia. El control de la misma ha de ser lo más suave posible y no es necesario, en este caso, que sea muy ágil y capaz de realizar acrobacias.

Teniendo en cuenta lo anteriormente descrito lo deseado sería diseñar un UAV del tipo multirrotor con el mayor número de impulsores posible, es decir, diseñar un octocóptero suficientemente grande como para ser capaz de soportar la carga deseada en las mejores condiciones de estabilidad y robustez. Esta sería una buena solución, incluso existen modelos en el mercado sobre los que basarse que satisfacen las condiciones propuestas, no obstante hay que tener en cuenta un aspecto anteriormente descrito: el tamaño del UAV.

El diseño tiene una limitación de tamaño de 75 centímetros de ancho, por lo que se procede a estudiar la colocación de los rotores y el tamaño que tendrían en los distintos modelos de multirrotor para poder elegir la opción adecuada.

La propuesta del octocóptero tiene un patrón de colocación de los rotores de la siguiente forma:

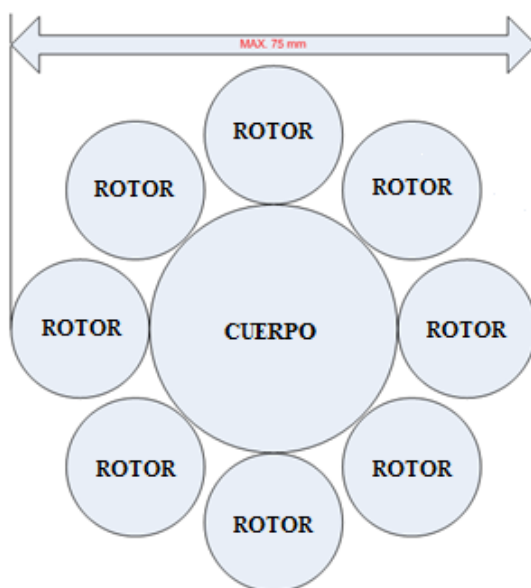


Figura 3.1: Patrón de colocación de los rotores del Octocóptero.

Como se puede observar en la figura 3-1, el tamaño que tendría la hélice en el diseño propuesto sería considerablemente inferior a un tercio de los 75 centímetros, es decir, la hélice sería aproximadamente de unos 20-22 centímetros de largo, normalmente la medida se realiza en pulgadas; por lo que la opción del octocóptero permitiría incluir hélices de hasta 8 pulgadas.

Haciendo un estudio previo del peso aproximado de toda la estructura del UAV, contando los distintos componentes y cámaras se ha establecido un peso máximo de 7 kilogramos, por lo que un total de 8 hélices unidas a sendos motores tendrían que ser capaces de levantar toda la aeronave (sin tener en cuenta la carga adicional). Se procede a calcular el empuje realizado por cada una de las hélices junto con un motor capaz de hacerla girar a la velocidad adecuada para mantener la aeronave en vuelo.

Con la colaboración de la herramienta disponible en la web [41], se puede calcular el empuje que realizaría una hélice bajo ciertas condiciones. Se fijan una serie de parámetros relativos a las condiciones de entorno de vuelo y características de la hélice a usar.

Se ha decidido maximizar el número de palas de la hélice con la que se trabajará debido a la limitación de espacio. Para un diámetro tan reducido las hélices de dos palas no ofrecen el empuje requerido en ninguno de los casos. Por lo tanto se adaptará el diseño a **cuatro palas** y el estudio se hará teniendo en cuenta esta característica.

Las revoluciones a las que suelen girar este tipo de hélices es alta, para el tamaño de 8 pulgadas el régimen medio es de 12000 rpm como máximo. Conforme se aumenta la dimensión de las aspas disminuirá la velocidad de giro de las mismas.

Temperatura ambiente	25° C
Presión atmosférica	1013 mbar
Diámetro de la hélice	8 pulgadas = 20.32 centímetros
Pitch hélice	2.7 pulgadas = 6.858 centímetros
Revoluciones de la hélice	12000 rpm

Empuje estimado calculado	909 gramos
----------------------------------	------------

Tabla 3-1: Estimación del empuje estático de la hélice en un octocóptero.

Se observa, por lo tanto, que 8 hélices de éste tipo no dispondrían de la fuerza suficiente como para levantar toda la estructura ya que la combinación de las mismas es capaz de producir solo 7272 gramos de empuje estático, insuficiente para el diseño. A velocidad máxima de motores sí que se lograría el vuelo pero no dejaría ninguna versatilidad para incluir peso adicional y las capacidades de vuelo serían insuficientes.

Se descarta por tanto la opción del octocóptero por dimensiones inadecuadas ya que el tamaño que supondría diseñar uno capaz de volar adecuadamente sería de más de un metro de ancho.

Se procede a evaluar la alternativa que ofrece unas condiciones de estabilidad mejores que es el hexacóptero, y de la misma forma que se ha hecho con el octocóptero se estudia su viabilidad en el diseño.

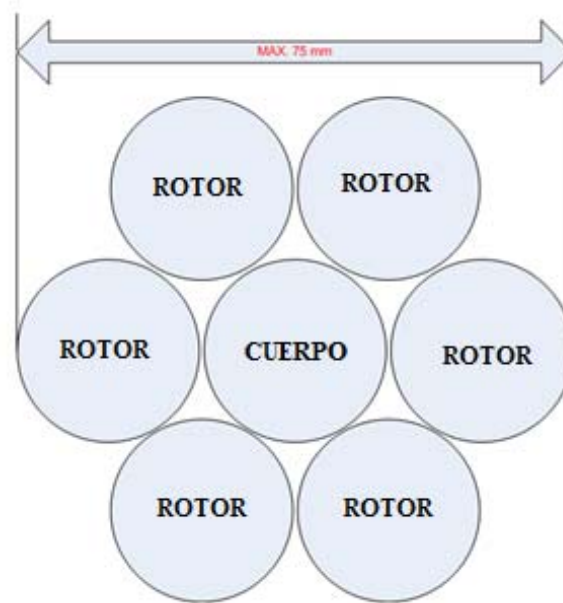


Figura 3.2: Patrón de colocación de los rotores del hexacóptero.

El hexacóptero estándar tiene una disposición de los rotores como se puede observar en la figura 3-2, por lo tanto el tamaño máximo de la hélice asociada al motor será de un tercio de la envergadura de la aeronave, es decir, de unos 25 centímetros; contando con unos mínimos márgenes en la estructura la hélice podría ser como máximo de 9 pulgadas de diámetro. Se procede por tanto a calcular el empuje que realizaría una hélice de estas características y comprobar si la estructura puede ser levantada por la combinación de 6 rotores de este tipo.

Haciendo uso de la herramienta web antes mencionada se obtienen los siguientes resultados:

Temperatura ambiente	25° C
Presión atmosférica	1013 mbar
Diámetro de la hélice	9 pulgadas = 25.4 centímetros
Pitch hélice	3 pulgadas = 8.382 centímetros
Revoluciones de la hélice	11000 rpm
Empuje estimado calculado	1198 gramos

Tabla 3-2: Estimación del empuje estático de la hélice en un hexacóptero.

Por lo tanto esta combinación tampoco es la deseada ya que permite solo levantar 7188 gramos, insuficiente de nuevo por los mismos motivos que los anteriores. Se descarta de la misma forma el diseño del hexacóptero y queda saber si un cuadricóptero de la envergadura limitante sería capaz de alzar el vuelo con los componentes deseados.

La colocación de los rotores del cuadricóptero como se observa en la figura 3-3 permite tener un tamaño de hélice casi de la mitad del ancho del vehículo. La electrónica se albergaría en el círculo central así como las baterías.

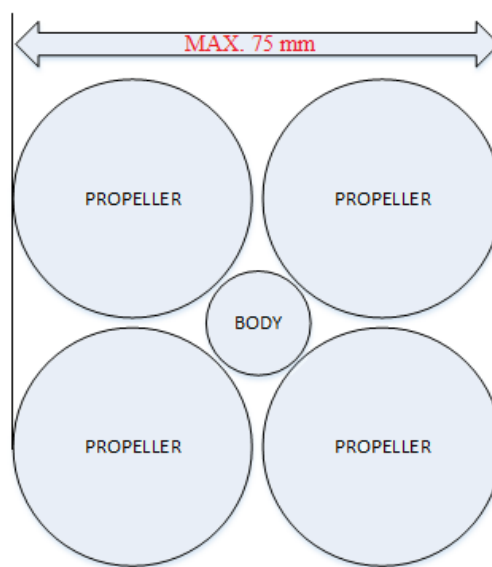


Figura 3.3: Patrón de colocación de los rotores del cuadricóptero

Siendo la anchura máxima de 75 centímetros, la mitad correspondería a 37.5 centímetros, es decir, 14.76 pulgadas. Dejando los márgenes necesarios en el diseño se podrían incluir hélices de 13 pulgadas. Por lo que de la misma forma que en los dos casos anteriores se procede a calcular el empuje y observar si éste es suficiente.

Mencionar que en este caso si se traza la diagonal, la medida obtenida es mayor a 75 centímetros, no obstante; se requiere el paso por puertas de este tamaño y esto se puede conseguir si se orienta el UAV frontalmente con el patrón propuesto.

Temperatura ambiente	25° C
Presión atmosférica	1013 mbar
Diámetro de la hélice	13 pulgadas = 33.02 centímetros
Pitch hélice	4.4 pulgadas = 11.176 centímetros
Revoluciones de la hélice	10000 rpm
Empuje estimado calculado	4335 gramos

Tabla 3-3: Estimación del empuje estático de la hélice en un cuadricóptero.

Se observa un aumento considerable del empuje de la hélice, que permite por lo tanto con la combinación de los cuatro rotores obtener una fuerza total de elevación de 17340 gramos, suficiente para el propósito deseado.

Por lo tanto la opción del cuadricóptero es la única capaz de cumplir con el requisito de la limitación de tamaño y a su vez se capaz de levantar tanto la estructura como la electrónica de la aeronave y las dos cámaras, además de un peso adicional opcional. El tamaño de la hélice ha sido el limitante, y aumenta considerablemente la fuerza de empuje conforme se aumenta el diámetro de la hélice, por lo que es el factor a maximizar. Lo cual se consigue con el diseño de cuatro rotores.

El diseño seleccionado es del tipo cuadricóptero con un tamaño de hélice de 13 pulgadas, como ya se ha visto la hélice girando a unas revoluciones adecuadas será capaz de levantar

el peso total de la aeronave, no obstante hay que conseguir que la combinación de los demás componentes de este tipo de aeronaves sea el conveniente para poder hacer girar el rotor de manera correcta.

A continuación se detallará el proceso de selección de los componentes que forman el UAV propuesto, realizando una simulación del funcionamiento del mismo que reflejen las características deseadas.

3.2. Elección de los componentes

Una vez estudiadas las características más importantes de los distintos módulos que componen los UAV del tipo multirrotor ya se puede hacer una elección adecuada de los mismos.

Como se ha visto anteriormente el tamaño limitante de la aeronave fija tanto el tipo de multirrotor como el tamaño de diámetro de uno de los principales componentes: la hélice. Por lo que para maximizar el empuje y aprovechar de la forma más adecuada el espacio que puede ocupar el UAV se decide por una hélice de diámetro 13 pulgadas. A partir de esta apreciación se van a ir eligiendo los demás módulos.

Es difícil simular el comportamiento que tendrá el cuadricóptero una vez se tenga el diseño, la distinta combinación de los componentes ha de ser la adecuada para poder obtener la mayor eficiencia. Existen numerosas fórmulas para obtener los datos de comportamiento a partir de las especificaciones de los componentes.

No obstante, existe una herramienta de gran utilidad que combina el cálculo conjunto de todas ellas y nos da una visión aproximada del comportamiento final del UAV introduciendo los parámetros de los distintos módulos. Esta herramienta se conoce como **eCalc** [42], y es un servicio web desarrollado por Markus Mueller de forma gratuita en sus comienzos, siendo actualmente de pago.

La herramienta a través de una interfaz muy intuitiva permite seleccionar los distintos módulos mediante listas desplegables con modelos de su base de datos, o bien encontrar un módulo propio seleccionado sus características más importantes. La elección de los módulos se reduce a los más importantes que componen la aeronave y tienen que ver en su rendimiento final, siendo estos: batería, variador, motor y hélice. Además, se pueden seleccionar las condiciones del entorno de vuelo, así como el peso de los demás componentes electrónicos y la estructura para poder obtener unos cálculos precisos de funcionamiento.

General	Refrigeración del Motor: media	Nº de rotores: 4 simple	Peso del modelo: 850 g 30 oz	con Motorización	Altura del campo: 500 m ASL 1640 ft ASL	Temp. aire: 25 °C 77 °F	Presión (QNH): 1013 hPa 29.91 inHg	
Celdas batería	Tipo (Cont. / max. C) - nivel de carga: personalizada media	Configuración: 3 S 1 P	Capacidad por celda: mAh	Capacidad Total: mAh	Resistencia: Ohm	Voltaje: V	capacidad C de descarga: C continua C de pico	Peso: g oz
Variador	Tipo: personalizada	Corriente constante: A	Corriente máxima: A	Resistencia: Ohm			Peso: g oz	
Motor	Fabricante - Tipo (kv): seleccionar... personalizada buscando...	KV (w/o torque): rpm/V	Corriente sin hélice: A @ V	Límite (hasta 15s): W	Resistencia: Ohm	Longitud caja: mm inch	nº Polos mag.: Peso: g oz	
Hélice	Tipo de hélice: personalizado 0°	Diámetro: 10 inch	Paso: 4.7 inch	número de palas: 2	Constante de hélice: 1.3	Gear Ratio: 1 : 1	Calcular	

Figura 3-4: Pantalla selectora de componentes de la herramienta eCalc.

La herramienta eCalc devuelve la información del comportamiento de la aeronave dividida en diferentes categorías, en primer lugar, se pueden observar los datos de la batería que sirve para hacerse una idea de la autonomía de vuelo del UAV en diferentes modos de vuelo. A continuación, se aprecia el comportamiento del motor cuando éste se encuentra a eficiencia óptima, es decir, cuando aprovecha de forma más adecuada la energía provista por las baterías. También se pueden ver datos del funcionamiento del motor cuando el acelerador se

sitúa en el máximo, útil saber la temperatura y la potencia que debe entregar la batería en este estado. De igual forma se devuelven los datos de rendimiento del UAV cuando éste mantiene un vuelo estacionario, mención especial en este apartado es el porcentaje de acelerador que hay que fijar para mantener la aeronave en suspensión, no debe ser superior al 65 % ya que de otra forma se estaría cercano al límite de potencia que genera el UAV solo para mantener el vuelo. Devuelve, a su vez, un estudio de la potencia recibida por los motores así como la corriente que circula para poder hacer la mejor selección de los cables y circuitería a utilizar. Por último, se puede observar un resumen de pesos de la aeronave según los datos introducidos, también devuelve la información de la carga adicional que podría soportar el diseño seleccionado.

Batería		Motor a eficiencia óptima		Motor al Máximo	
Carga:	- C	Corriente:	- A	Corriente:	- A
Voltaje:	- V	Voltaje:	- V	Voltaje:	- V
Tensión nominal:	- V	Revoluciones*:	- rpm	Revoluciones*:	- rpm
Tiempo de vuelo:	- min	Potencia eléctrica:	- W	Potencia eléctrica:	- W
tiempo medio de vuelo:	- min	Potencia mecánica:	- W	Potencia mecánica:	- W
Tiempo de vuelo estacionario:	- min	Eficiencia:	- %	Eficiencia:	- %
Peso:	- g			Temperatura ext.:	- °C
	- oz				- °F

Motor @ Hover		Motorización Total		Multicóptero	
Corriente:	- A	Peso de la Motorización:	- g	Peso total:	- g
Voltaje:	- V		- oz		- oz
Acelerador (lineal):	- %	Corriente en estacionario:	- A	máximo peso adicional:	- g
Potencia eléctrica:	- W	Pot(entrada) en estacionario:	- W		- oz
Potencia mecánica:	- W	Pot(salida) en estacionario:	- W	inclinación máxima:	- °
Eficiencia:	- %	Eficiencia en estacionario:	- %	velocidad máxima:	- km/h
est. Temperatura:	- °C	Corriente al máximo:	- A		- mph
	- °F	Potencia(entrada) al máximo:	- W		
Empuje específico:	- g/W	Potencia(salida) al máximo:	- W		
	- oz/W	Eficiencia al máximo:	- %		

Figura 3.5: Pantalla con los datos de la simulación que devuelve la herramienta eCalc.

Por último se observa una gráfica con datos del comportamiento de diferentes parámetros del UAV en función de la corriente que entrega la batería, que indica donde se sitúa el límite de funcionamiento a partir del cual podría ser peligroso y podría dañar los circuitos del aparato.

Mencionar que los datos de esta herramienta no son exactamente precisos, sirve para hacerse una idea general de la combinación de los módulos seleccionados, es una guía para intuir si el diseño propuesto es viable, los datos reales solo podrán verse una vez montado el UAV. El programador no ofrece ninguna garantía y propone una precisión que ronda un $\pm 10\%$, por lo que no se debe confiar ciegamente en esta herramienta y tener en cuenta, además, los datos proporcionados por los fabricantes y la experiencia de otros diseños.

3.2.1. Sistema rotor

Se procede, a continuación, a la elección de los demás módulos una vez fijada una hélice de 13 pulgadas de diámetro. El proyecto se centrará primero en el sistema rotor, compuesto por la propia hélice y el motor.

Como se ha explicado anteriormente la hélice será de 13 pulgadas, no obstante, no se ha decidido el tipo de la misma ni sus características. Hay que explorar las ventajas que ofrecen los distintos diseños atendiendo a que las prestaciones encajen en los requerimientos del proyecto.

Debido a la característica de autonomía del vehículo y para prevenir cualquier imprevisto en forma de golpe o similar los componentes han de ser lo más resistentes posible, no se tendrá certeza absoluta de todo lo que pase alrededor de la zona de vuelo. Dentro de la posición de la hélice podrían entrar pequeños objetos movidos con el viento o impulsados por la fuerza generada por el sistema rotor que podrían dañar el mismo, por lo que se requiere de la hélice que mejor resista este tipo de golpes. Como ya se ha visto antes las de fibra de vidrio sería la mejor opción, no obstante hay que tener en cuenta otra serie de parámetros.

En cuanto a uno de los aspectos más vitales de los vehículos voladores, la autonomía, se hace hincapié en factores como el peso y eficiencia de las hélices. Aumentamos tiempo de vuelo cuanto más ligero sea el conjunto total y hay que aplicar la reducción de carga en todos los módulos, tanto como sea posible. El tipo de hélice que mejores prestaciones presenta en cuanto al peso son las de madera, no obstante, son poco resistentes. Se elige por lo tanto un tipo que combine de la mejor forma los requerimientos, resistencia, ligereza y eficiencia, que son las de fibra de carbono.

Las hélices basadas en la tecnología de fibra de carbono ofrecen alta resistencia a golpes, además, el sistema rotor irá protegido mediante una estructura por lo que no es crítico este aspecto. Son de gran ligereza, no llegando a los extremos de la madera de balsa pero lo compensan con su alto rendimiento y eficiencia. Mencionar también que el precio de este tipo de hélices es el más elevado, sin embargo, se compensa con la no necesidad de cambiarlas tan a menudo debido a su durabilidad.

En cuanto a las características de *pitch* que tiene que poseer la hélice, este parámetro depende en gran medida del diámetro y suele rondar para hélices de 13 pulgadas en unas 4 o 5 pulgadas, pudiendo variar para modelos más específicos, por lo que se tendrá en cuenta a la hora de la comparativa comercial.

Como se comentó anteriormente, se dispondrá de una hélice de cuatro palas para mejorar el empuje total, en el mercado los modelos más comerciales y los utilizados en la gran mayoría de casos son de dos palas, encontrar una que disponga de las cuatro deseadas es complicado y suelen realizarse bajo encargo. Para tener mejor versatilidad a la hora de la elección se decide juntar, mediante un mecanismo que se explicará más adelante, dos hélices de dos palas del mismo tipo. Esto nos dará el empuje adecuado y se podrá elegir entre más modelos para poder seleccionar la que mejor se adecue.

A continuación, se debe elegir la segunda parte del sistema rotor: el motor. Este módulo ha de ser capaz de mover la hélice a la velocidad angular adecuada para conseguir el empuje necesario para levantar el vuelo y mantenerlo.

Se tiene que tener en cuenta, sobre todo, que debe ser capaz de desarrollar la suficiente fuerza para poder mover todo el sistema de hélices sin problema. Como se ha visto anteriormente la constante de velocidad del motor está relacionada con el torque que puede desarrollar el mismo, por lo que hay que fijarse en esta característica a la hora de combinarlo con cualquier

hélice. Una constante de velocidad más baja indica mayor torque por lo que el motor podría hacer girar una hélice de mayor tamaño y viceversa. También dicho parámetro se relaciona con la velocidad de rotación del motor sin carga junto con una fuente de voltaje asociada.

Los motores que se encuentran en el mercado suelen tener una hoja de datos en las que se indica el diámetro de la hélice recomendado que se debe asociar dependiente a su vez de la energía suministrada. Los valores proporcionados por el fabricante son para hélices de dos palas, en el proyecto se propone un diseño de cuatro, por lo que la carga asociada al motor será mayor. Al elevar dicha carga, se deberá también elevar la fuerza o torque del motor para poder mover la hélice seleccionada con las prestaciones que propone el fabricante. Esto quiere decir, que una vez situado el rango de la constante de voltaje adecuado para la hélice de 13 pulgadas, se deberá elegir un valor menor para soportar la carga adicional de las dos palas.

Conforme se reduce la constante de voltaje, el diseñador debe aumentar el voltaje aplicado ya que si mantenemos el mismo, el motor reduciría la velocidad de rotación y no se conseguiría hacer girar la hélice para realizar el empuje necesario. Esto hace que se aumente el consumo de potencia por cada motor, en cuanto al nivel de corriente dependerá de la carga que se asocie al mismo. Es de vital importancia elegir la combinación adecuada para no tener un consumo elevado en situaciones de vuelo estacionario, los motores capaces de desarrollar un torque mayor, a su vez tienen una limitación de potencia más elevada.

La limitación de tamaño también es un inconveniente a la hora de elegir motor, debido a lo poca longitud del diámetro de la hélice y el elevado peso en comparación que tendrá la aeronave, el sistema rotor deberá girar a una velocidad más elevada de lo que se emplea en vehículos normalmente para el tamaño de hélice seleccionado. Para subir las revoluciones se utilizará una batería de un voltaje mayor, por lo que el motor deberá ser capaz de soportar el aumento de potencia.

En resumen, se necesita hacer girar una hélice muy rápido. Esta hélice es de cuatro palas por lo que el motor ha de tener la fuerza suficiente como para hacerla rotar de esa forma y a su vez soportar la potencia necesaria para alcanzar ese régimen de revoluciones. Todo ello se cumple si se elige un motor con una constante de velocidad relativamente baja y con una limitación de potencia lo más elevada posible.

Se debe tener en cuenta también otros aspectos del motor, el peso se tratará de minimizar para aumentar la autonomía. Debe ser capaz de soportar el voltaje de la batería asociada y la corriente que circule por él a máximo rendimiento. A su vez se minimizará el consumo del mismo teniendo en cuenta uno de los parámetros proporcionados por el fabricante que es la corriente en reposo o *idle current*, la cual indica el consumo de amperios del motor cuando este gira sin carga alguna. Otro aspecto a tener en cuenta en cuanto al rendimiento de potencia es la resistencia interna del motor, la cual debe ser lo más baja posible.

Realizando un estudio de las recomendaciones del mercado de motores asociados a hélices de 13 pulgadas, se observa que la constante de voltaje adecuada de los mismos se encuentra entre valores de 600 y 750.

Debido a la excepcionalidad del diseño propuesto, se aumenta tanto la carga de la hélice como la velocidad de la misma comparada con los diseños que tienen en cuenta los principales fabricantes. Esto redundará en un peso y una potencia mayores que el motor ha de soportar, para ello se requiere bajar la constante de voltaje con respecto a los estándares y por lo tanto en el diseño propuesto se buscará un motor que tenga esta constante entre valores de 350 a 450.

Más tarde la herramienta eCalc ayudará a precisar más los cálculos propuestos en conjunto a los demás componentes del sistema.

3.2.2. Batería

Como se detalla anteriormente la batería a utilizar está basada en la tecnología de iones de Litio, la cual desarrolla las mejores prestaciones para la propuesta de este proyecto.

Debido a las altas exigencias energéticas del motor para poder girar a la velocidad adecuada se requiere una batería de alto nivel de voltaje y capaz de suministrar altas tasas de corriente. Para los diseños con hélices de dos palas y motores en torno a 600-700 de constante de velocidad, normalmente, suelen emplearse baterías de cuatro celdas, es decir, 14.8 Voltios y una tasa de descarga capaz de suministrar unos 30 amperios. Como se necesita hacer girar hélices más pesadas y a mayor velocidad debemos aumentar ambos valores, por lo que el voltaje se proyecta en torno a baterías de 6 a 8 celdas y una capacidad de descarga que garantice los 50 amperios.

En cuanto a la capacidad, se debe maximizar el tiempo que la aeronave se mantiene en vuelo y se buscará el equilibrio entre peso y energía disponible. Hay que fijarse en la densidad energética que relaciona ambas magnitudes, se desea encontrar la batería que maximice este valor.

En el caso de este proyecto, se elige una batería de la mayor capacidad posible ya que la diferencia de peso con las de menor número de miliamperios ahora es relativamente pequeña comparado con el peso total de la aeronave. Por lo que se buscará en el mercado la batería con mayor capacidad que cumpla a su vez con los requisitos de potencia propuestos.

3.2.3. Variador

Debido al alto requerimiento de potencia para hacer funcionar correctamente la aeronave, es necesario a su vez una circuitería en sus componentes capaz de soportar la energía que fluye por ellos. Como se ha comentado anteriormente, se necesita un voltaje en la fuente superior a lo habitual llegando a superar los 25 Voltios si es necesario. Es complicado encontrar en el mercado variadores que excedan la tasa 6S de batería asociada, por lo que en el caso de requerir voltajes superiores la gama de posibilidades se reduciría.

3.2.4. Simulación

Una vez situados los parámetros de los distintos componentes que se pueden tunear en la simulación, se procede a utilizar la herramienta eCalc para poder obtener el diseño final de la aeronave.

En primer lugar debemos ajustar una serie de parámetros de entorno y características de la aeronave. Se fija una refrigeración de motor alta ya que mejorará las prestaciones y se hará hincapié en lograr este requisito. El número de rotores viene determinado por el diseño elegido y lo situamos en cuatro, a continuación, se determina el peso de los elementos de la aeronave que no influyen en el sistema motor que se detallan en la tabla 3-4.

Componente	Peso
Controlador de vuelo	100 gramos
2 x cámaras	300 gramos
Pan-tilt (movimiento cámara)	400 gramos
Placa distribución de potencia	40 gramos
Tornillería, cables, conectores	300 gramos
Módulo GPS	50 gramos
Cuadro	800 gramos
Módulo TX-RX	50 gramos
Total	2040 gramos

Tabla 3-4: Relación de pesos de los distintos componentes del UAV

Las variables de las condiciones atmosféricas se fijan en parámetros normales con una temperatura de 25° C y 1013 HPa, la altura sobre el nivel del mar se determina en 650 metros que es la altura media de la Comunidad de Madrid donde se desarrolla el proyecto.

General Refrigeración del Motor: N° de rotores: simple g oz m ASL ft ASL Temp. aire: °C °F Presion (QNH): hPa inHg

Figura 3.6: Selección de los parámetros generales de la simulación.

A continuación hay que seleccionar el tipo de batería, como se ha explicado anteriormente se necesita una batería de alto nivel energético por lo que vamos a fijar un voltaje alto de 8 celdas y una capacidad de unos 20000 mAh. La tasa de descarga de este tipo de baterías ronda entre 40 y 50 C por lo que elegimos el tipo adecuado. La resistencia interna se deja según el tipo seleccionado y, por último, se determina el peso por celda. Según los datos de los distintos proveedores para baterías de alta capacidad, el peso por celda estimado es de 425 gramos.

Celdas batería: Tipo (Cont. / max. C) - nivel de carga: - Configuración: S P Capacidad por celda: mAh Capacidad Total: mAh

Resistencia: Ohm Voltaje: V capacidad C de descarga: C continua C de pico Peso: g oz

Figura 3.7: Selección de las características de la batería en la simulación.

A continuación, ha de elegirse el tipo de variador. Se selecciona el nivel de corriente máxima que éste puede aguantar que es uno de los parámetros principales de este tipo de dispositivos, no obstante, no se especifica el nivel de voltaje que puede soportar que habrá que tener en cuenta en relación a la fuente de energía seleccionada. El peso del variador aumentará conforme se aumente la capacidad del mismo, en la primera estimación de la simulación seleccionaremos un variador de 40 Amperios, suficiente para hacer funcionar los cuatro motores de manera adecuada.

Variador Tipo: Corriente constante: A Corriente máxima: A

Resistencia: Ohm Peso: g oz

Figura 3.8: Selección de las características del variador en la simulación.

A continuación, llega la hora de elegir el motor que llevará la aeronave, la herramienta eCalc ofrece una amplia gama de productos seleccionables que se encuentran en el mercado. Ofrece numerosas marcas y productos de las mismas clasificados por su tamaño y constante de velocidad. Según se expuso anteriormente se busca un motor que ronde una K_v de valor 400, con el menor consumo y peso posibles capaz de soportar la potencia que suministra el tipo de baterías escogidas. Por lo que se va a proceder a un análisis de los motores que cumplan estas características para elegir la mejor opción. La herramienta eCalc ofrece un buscador personalizado en el que se pueden limitar los valores de ciertos parámetros: K_v , límite de potencia mínimo y peso máximo; además permite elegir un fabricante. Por lo que se introducen los límites adecuados al estudio anterior, una constante de velocidad entre 350 y 500, el límite de potencia se sitúa en un nivel de más de 750 Vatios debido al alto voltaje de la fuente. Por último se fija un peso máximo de 250 gramos ya que debido a las limitaciones del diseño el motor debe ser lo más ligero posible. Con estos datos la herramienta devuelve una serie de resultados válidos para el diseño como se observa en la tabla 3-5 pero que hay que filtrar teniendo en cuenta una serie de parámetros.

Fabricante	Modelo	KV (rpm/V)	Pot. Max. (W)	Peso (gr)	Consumo (A@10V)	Precio (€)
Avroto	LIFT 3515 400KV	400	900	190	0.3A@10V	110
Dualsky	XM5015T E-6	390	780	160	1A@10V	64
KDEDirect	KDE4012X F-400	400	1000	157	0.6@10V	92
RCTimer	HP4114- 400 Pro	400	950	160	0.5A@10V	50
Tiger Motor	U5-400	400	850	156	0.3A@10V	100

Tabla 3-5: Relación de motores que se ajustan a las características del diseño.

Como se puede observar en la tabla, todas son unas buenas opciones para el proyecto ya que rondan el mismo peso y características, no obstante, si se hace hincapié en el consumo, se elegirá la opción que mejores resultados ofrezca. Se seleccionan los motores de Avroto y de Tiger Motor ya que poseen el mejor rendimiento en cuanto a consumo, también es indicativo su precio que significa una calidad mayor de sus componentes. Sin embargo, el motor de Avroto tiene un peso elevado comparado con el resto que restaría autonomía a la aeronave, por lo que la decisión final es el modelo U5 de Tiger Motor. Cabe destacar el parámetro de la resistencia interna de cada motor que redundará en mayor energía perdida conforme más alto sea su valor. Los motores vistos en la comparativa poseen valores similares en este aspecto siendo el resultado del motor elegido de 116 miliohmios. Más adelante se mostrarán sus características que complementan el excelente rendimiento que ofrecen los parámetros vistos hasta ahora.

The screenshot shows the 'Motor' selection interface in eCalc. The 'Fabricante - Tipo (Kv):' dropdown is set to 'Tiger Motor' and 'U5-400 (400)'. The 'KV (w/o torque):' is 400 rpm/V. The 'Corriente sin hélice:' is 0.3 A @ 10 V. The 'buscando...' button is visible. Below, the 'Límite (hasta 15s):' is 850 W. The 'Resistencia:' is 0.116 Ohm. The 'Longitud caja:' is 37.5 mm (1.48 inch). The 'n° Polos mag.' is 14. The 'Peso:' is 156 g (5.5 oz).

Figura 3.9: Selección de las características del motor en la simulación.

Por último queda elegir la hélice para la simulación, el tipo de la misma es fibra de carbono (*Carbon Fold*) como ya se mencionó anteriormente, con las dimensiones elegidas para el diseño: 13 pulgadas de diámetro. En cuanto al *pitch* de la hélice, ya que hemos seleccionado un motor de la marca Tiger Motor, se quiere encontrar una hélice de la misma compañía por

cuestiones de compatibilidad. Tiger Motor ofrece hélices de fibra de carbono de excelentes características como se expondrá a continuación. Las hélices de este fabricante de 13 pulgadas de diámetro tienen un *pitch* de 4.4 pulgadas, adecuado para el diseño propuesto. Se introduce el dato en el simulador y, por último, se selecciona un diseño de cuatro palas, irán dos hélices de dos palas ancladas.

Hélice

Tipo de hélice: Carbon-Fold-Prop - 0°

Diámetro: 13 inch

Paso: 4.4 inch

número de palas: 4

Constante de hélice: 1.18

Gear Ratio: 1 : 1

Figura 3.10: Selección de las características de la hélice en la simulación.

Una vez introducidos todos los datos obtenemos la simulación. Los resultados estimados permitirán saber las prestaciones del mismo y si el diseño elegido es el adecuado. . Las características de la aeronave calculadas por la herramienta eCalc son las siguientes:

Observaciones:					
Batería		Motor a eficiencia óptima		Motor al Máximo	
Carga:	5.55 C	Corriente:	11.58 A	Corriente:	30.52 A
Voltaje:	26.67 V	Voltaje:	28.42 V	Voltaje:	26.49 V
Tensión nominal:	29.60 V	Revoluciones*:	10506 rpm	Revoluciones*:	8903 rpm
Tiempo de vuelo:	10.8 min	Potencia eléctrica:	329.0 W	Potencia eléctrica:	808.4 W
tiempo medio de vuelo:	21.6 min	Potencia mecánica:	299.1 W	Potencia mecánica:	689.7 W
Tiempo de vuelo estacionario:	26.0 min	Eficiencia:	90.9 %	Eficiencia:	85.3 %
Peso:	3400 g			Temperatura ext.:	48 °C
	119.9 oz				118 °F

Figura 3.11: Datos de rendimiento obtenidos en la simulación (I).

En cuanto al rendimiento de la batería se observa una autonomía cercana a la media hora en vuelo estacionario. Los movimientos requeridos para la aeronave a la hora de desempeñar sus funciones no tienen que ser veloces y acrobáticos por lo que se ahorra energía y la mayoría del tiempo el UAV se mantendrá en vuelo estacionario con consumo reducido. Cabe mencionar, a su vez, que los cálculos de tiempos de vuelo realizados por el eCalc no son muy precisos y comparando con diseños con autonomía contrastada se observa que suele devolver valores por debajo del tiempo medio que puede permanecer en el aire. Por lo que se puede deducir un incremento de hasta media hora o por encima en autonomía del diseño final que será contrastado en las pruebas pertinentes.

Centrando la atención en el rendimiento del motor a eficiencia óptima se observan los resultados esperados en cuanto a rotación de motor y consumo. La potencia se encuentra muy por debajo del límite del motor y se obtiene una eficiencia energética con el modelo seleccionado de hasta casi el 91%. Si nos aproximamos al límite de funcionamiento del motor cuando el acelerador se situó al máximo observamos un aumento de la corriente que circula por cada uno de los cuatro circuitos a los motores de hasta 31 Amperios, valor que se ajusta a lo esperado y que es capaz de soportar el variador y la circuitería elegida. La temperatura no es crítica y el nivel de potencia se acerca al límite, no obstante, el motor no debe encontrarse en estas condiciones durante un periodo largo de tiempo en las tareas desempeñadas por la aeronave en este proyecto, por lo que el margen puede considerarse el

adecuado y hay que fijarse más en el rendimiento cuando el UAV se encuentra en vuelo estacionario.

Motor @ Hover		Motorización Total		Multicóptero	
Corriente:	10.78 A	Peso de la Motorización:	4932 g	Peso total:	6972 g
Voltaje:	28.50 V		174 oz		245.9 oz
Acelerador (lineal):	53 %	Corriente en estacionario:	45.98 A	máximo peso adicional:	2427 g
Potencia eléctrica:	307.4 W	Pot(entrada) en estacionario:	1361.0 W		85.6 oz
Potencia mecánica:	279.6 W	Pot(salida) en estacionario:	1190.8 W	inclinación máxima:	42 °
Eficiencia:	91.0 %	Eficiencia en estacionario:	87.5 %	velocidad máxima:	40 km/h
est. Temperatura:	30 °C	Corriente al máximo:	122.74 A		24.8 mph
	86 °F	Potencia(entrada) al máximo:	3633.1 W		
Empuje específico:	5.44 g/W	Potencia(salida) al máximo:	2780.7 W		
	0.19 oz/W	Eficiencia al máximo:	76.5 %		

Figura 3.12: Datos de rendimiento obtenidos en la simulación (I).

Como se puede apreciar, el UAV tiene un comportamiento adecuado cuando se mantiene suspendido en el aire. La característica del acelerador lineal es correcta, cercana al óptimo del 50%, la potencia consumida se mantiene en niveles adecuados y la eficiencia muestra que estamos cerca del valor óptimo que es lo que se pretende lograr cuando la aeronave esté en vuelo estacionario. Los datos del peso de la motorización son los esperados, siendo éste más del 70% del total del UAV que se acerca a los cálculos previos realizados de 7 kilogramos. La carga adicional que podría llevar, reduciendo autonomía y prestaciones, es de unos dos kilos y medio, peso deseado y que proporciona gran versatilidad a la hora de incluir o transportar cualquier elemento. La nave no será muy veloz pero este requisito no era necesario teniendo en cuenta el tipo de tareas que realizará la misma.

Por lo que se ha hecho una correcta elección de módulos conforme a la simulación realizada y teniendo en cuenta las características de los mismos. Según los cálculos teóricos la combinación de la selección realizada podrá ofrecer las características que requiere el proyecto. Ahora hay que encontrar los módulos comerciales que reúnan prestaciones de las estimaciones realizadas.

3.3. Módulos comerciales

3.3.1. Batería

A la hora de elegir los distintos módulos que compondrán el diseño del UAV habrá que tener en cuenta una serie de aspectos como precio, características, disponibilidad, país de origen, etc.

Se procede en primer lugar a la búsqueda de una batería adecuada al diseño. Se ha elegido un modelo de 8 celdas con la capacidad máxima disponible. Esta clase de baterías con tal número de celdas es difícil de encontrar y su precio es muy elevado, por lo que se pierde pluralidad a la hora de elegir. Se ha optado por un diseño de dos baterías en serie de cuatro celdas cada una de ellas, de esta forma obtenemos las 8 celdas asociadas y la capacidad de ambas. Mediante la unión de las baterías en serie se consigue una fuente de alimentación que provee el voltaje de las 8 celdas, 29.6 Voltios, y con la misma una capacidad de cada una de las baterías por separado.

Se ha elegido la empresa MaxAmps para proveer de baterías al proyecto ya que fabrica piezas de alta calidad y capacidad. En concreto se ha optado por un par de baterías de 4

celdas cada una de 22000 mAh de capacidad. Las cuales dotarán a la aeronave de una alta autonomía como ya se ha visto en la simulación. La gran desventaja de este tipo de sistemas de almacenamiento es su elevado peso, cada una de ellas conlleva una carga de 1700 gramos. Por lo que la unión de las dos supone casi la mitad del peso total de la aeronave. Se podría diseñar un UAV con unas baterías de menor capacidad y peso, no obstante, la autonomía de la aeronave también sería menor como se puede comprobar con la figura 33. Para maximizar el tiempo en vuelo del diseño propuesto han de utilizarse las baterías con mayor capacidad posible, aunque el resultado final sea más pesado.

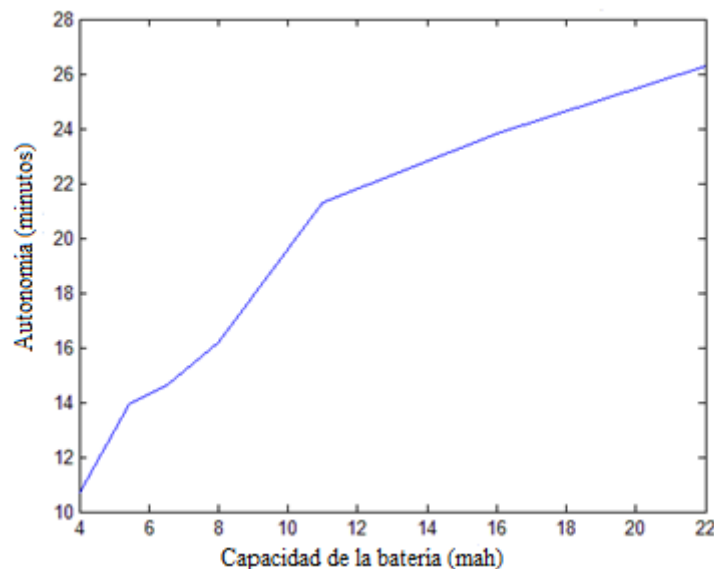


Figura 3.13: Autonomía de la aeronave en función de la capacidad de la batería

La batería elegida, además de la alta capacidad disponible posee otra serie de requisitos que requiere el proyecto. Posee una tasa de descarga de hasta 40C por lo que cumple con creces el suministro energético máximo que serían unos 120 Amperios cuando los motores estén funcionando a máxima potencia. Normalmente la tasa de carga de las baterías, para una carga segura, es de 1C; por lo que podríamos utilizar una corriente que iguale su capacidad (22 Amperios) y tendríamos la batería cargada en una hora. En el caso elegido la tasa de carga llega a 5C, por lo que aplicando una corriente constante de cinco veces la capacidad de la batería podría estar cargada en 1/5 horas, es decir, 20 minutos. Es difícil adquirir una fuente que entregue ese nivel de corriente pero eso solo es el límite, lo que supone este valor en la tasa de carga es la posibilidad de poder cargar la batería en menos de una hora, se reduce el tiempo en el que el UAV está inoperativo durante las misiones.

La batería seleccionada es 100% resistente al agua, si las conexiones se realizan de forma correcta el módulo queda estanco. En el diseño final la batería irá ubicada dentro de una carcasa que la proteja y evite que se golpee, no obstante, este recubrimiento puede no ser estar completamente aislado del exterior y la impermeabilidad de la batería ayuda en cuanto a cuestiones de seguridad y durabilidad.



Figura 3.14: Imagen de la batería seleccionada y sus principales características

El fabricante da a elegir el tipo de conector que dispondrá la batería por lo que cuando se haya elegido el módulo distribuidor de potencia, al que la batería está conectada, podremos seleccionar el enganche adecuado.

3.3.2. Variador

A continuación se elige el variador que controlará los motores, por cuestiones de compatibilidad y mejora de rendimiento colectivo se decide seleccionar un variador de la misma marca que los motores, Tiger Motor, que dispone de una amplia gama donde elegir todos ellos de una alta calidad y completamente programables.

El variador elegido debe ser capaz de soportar la corriente que circula por cada motor a máximo funcionamiento, como se ha visto en la simulación este valor ronda los 30 Amperios, para dejar un margen de seguridad el variador que incorporará la aeronave debe ser capaz de controlar 40 Amperios o más. Por cuestiones de ahorro de peso el modelo elegido sería el T40A Pro perteneciente a la empresa Tiger Motor, el cual nos permite el control de los motores de la manera más eficaz y con la incorporación del sistema opto-acoplador que evita interferencias electromagnéticas. No obstante el otro aspecto a tener en cuenta a la hora de estudiar un variador, el rango de voltaje de funcionamiento, descarta esta elección. El voltaje que admite este variador y similares de la misma gama se reduce a una tensión entre dos y seis celdas, 7.4 Voltios a 22.2 Voltios, por lo que para el diseño planteado de ocho celdas de batería no son adecuados.

Se busca, entonces, un variador que soporte el alto voltaje de funcionamiento. La misma empresa ofrece uno especial para estos casos capaz de soportar baterías de entre 5 y 12 celdas, 18.5 Voltios a 44.4 Voltios, por lo que es adecuado para nuestro propósito. El variador corresponde al modelo T70A Pro HV, como indica su nombre es capaz de soportar corrientes de hasta 70 Amperios, más de lo necesario para el caso tratado pero no hay un variador en el mercado que funcione a tensiones tan altas que ofrezca un nivel de corriente menor. De hecho, no se ha encontrado un variador que no sea de un peso muy grande capaz de ofrecer la característica de tensión como el seleccionado, que además es compatible con el motor elegido.



Figura 3.15: Imagen del variador seleccionado.

Este variador posee las características adecuadas para el correcto control de los motores. No dispone de BEC, lo cual hace que deba disponerse de un sistema adicional de alimentación para la electrónica de la aeronave que funciona a un nivel de voltaje menor. Esto se solventará mediante la implementación de un regulador adicional que permita alimentar la nave mediante un único sistema de baterías. Es totalmente programable y como se verá más adelante se seleccionaran los modos que mejor convengan al funcionamiento del diseño. Tiene incorporado un sistema de seguridad, que junto con la configuración del controlador de abordó, permite detener el motor hasta un descenso seguro en caso de bajo nivel de voltaje del sistema de alimentación, sobrecalentamiento y pérdida de la señal de control.

La principal desventaja del modelo seleccionado es su elevado peso comparado con los variadores de menor capacidad, llega hasta los 82 gramos incluyendo la carcasa. Por cuestiones de autonomía este factor no es el deseado pero, de nuevo, es la mejor opción combinando con la fuente seleccionada para conseguir vuelos más largos aunque el UAV sea más pesado. Por último, mencionar que lleva incorporado el sistema opto-aislador que mejorará el rendimiento del vuelo y evitará fallos indeseados.

3.3.3. Motor

Como se vio a la hora de obtener la simulación se elige el motor de la compañía Tiger Motor, concretamente el modelo U5 de la serie Power Type. Este motor es el adecuado a la hora de manejar las hélices para que giren a la velocidad adecuada para conseguir el impulso deseado. Posee una constante de velocidad de 400 que es la mejor opción como se vio en la simulación y además tiene un consumo reducido que redundará en el tiempo de vuelo.

Además de las características vistas en la comparativa con los demás motores, el U5 posee una serie de aspectos a destacar que mejorarán el funcionamiento de la aeronave.

Poseen un sistema de auto-refrigeración patentado que permiten enfriar el motor mientras éste está rotando. Permitirá una seguridad adicional que prevenga en el sobrecalentamiento de la carcasa del mismo que redundará en durabilidad y mejora de funcionamiento. El material de fabricación de estos motores es de alta calidad que redunda en el precio, no obstante poseen una mayor vida de funcionamiento que evita reemplazar los mismos a menudo.



Figura 3.16: Imagen del motor seleccionado.

El motor es altamente resistente al agua y al polvo. Por lo que en condiciones de alta humedad y lluvia, así como zonas más áridas tendrá una respuesta adecuada y se evita encapsularlos con dicho objetivo.

Las dimensiones del motor seleccionado entran dentro de los requisitos para el diseño de este proyecto, con un diámetro de 42.5 mm y una altura de 37.5 mm. Soporta el diseño de baterías elegido y permite un funcionamiento al máximo de 35 Amperios por lo que se sitúa en el rango fijado por la simulación.

El motor U5 es un motor *outrunner* que posee un total de 12 polos en el bobinado interior del mismo y 14 polos en los imanes de la carcasa exterior. Esta combinación se aplica en diseños que requieran de un elevado torque como es el caso del proyecto acontecido ya que debe ser capaz de hacer girar unas hélices de gran tamaño y de cuatro palas a gran velocidad.

3.3.4. Hélices

A continuación se verán las características de la hélice seleccionada. Debido a cuestiones de compatibilidad se elige de la misma marca que el motor que nos ofrece trece pulgadas de diámetro. La hélice seleccionada es de fibra de carbono de 4.4 pulgadas de paso (*pitch*), al ser del mismo proveedor encaja a la perfección con el motor U5 visto anteriormente.

La hélice posee una alta resistencia, es muy ligera debido al diseño hueco que incorpora, lo cual prolonga el tiempo en vuelo y permite al motor girar a las revoluciones adecuadas con menor consumo. Este modelo solo se puede obtener con dos palas, por lo que hará falta el diseño de una pieza adicional que permita anclar al mismo motor un par de ellas para aumentar el empuje.



Figura 3.17: Imagen de las hélices seleccionadas.

3.3.5. Controlador de vuelo

En este apartado se necesita un controlador de vuelo capaz de hacer que el UAV desarrolle las tareas planteadas en su diseño. Para ello se realiza una búsqueda en el mercado observando las distintas alternativas. Cabe mencionar un punto muy importante que es la capacidad de que sea un sistema de código abierto, es decir, que se pueda modificar su funcionamiento y agregar nuevas utilidades. Esto se hace ya que este proyecto se hace junto con otro paralelamente, el cual desarrolla el sistema de comunicación de la aeronave con la estación base. Ya que se emplearan módulos de transmisión no convencionales en el mundo de los UAV para aumentar rango y versatilidad, se necesita poder modificar el código del controlador para adaptarlo al nuevo propósito.

Los UAV deben ser capaces de desarrollar ciertas habilidades en el vuelo proporcionadas por el controlador de la aeronave. Se procede a realizar una comparativa de los controladores de vuelo y las distintas capacidades que cada uno ofrece, teniendo en cuenta su precio en todo momento.

Entre las distintas capacidades de vuelo que ofrecen los controladores se pueden encontrar las siguientes:

- **Estabilización Giroscópica:** La habilidad de mantener el vehículo en una posición estable y horizontal sin necesidad de control adicional del piloto. Es una característica que aportan todos los dispositivos del mercado.
- **Auto-Nivelación:** La habilidad de que al soltar la palanca de manejo del *pitch* (cabeceo) o el *roll* (alabeo) para que el multicoptero sea capaz de volver a la posición horizontal de estabilidad automáticamente.
- **Care free:** Habilidad mediante la cual el piloto de la aeronave es capaz de controlarla como si estuviera apuntando en la dirección original mientras varía la orientación de la misma.
- **Control de altitud:** Habilidad de permanecer suspendida la aeronave a una cierta distancia del suelo de forma automática sin que el piloto tenga que variar manualmente la palanca del acelerador.
- **Control de posición:** Habilidad de la aeronave de permanecer suspendida en una localización específica.
- **Vuelta a casa:** Habilidad de regresar automáticamente al punto desde el cual la aeronave despegó inicialmente.
- **Navegación mediante “waypoints”:** Habilidad de definir una serie de puntos geográficos en el mapa y que la aeronave los recorra como parte de un plan de vuelo.

En la siguiente tabla se puede observar las características de distintos controladores de vuelo disponibles en el mercado junto con el precio de cada uno de ellos.

Controlador	Código Libre	Estabilización Giroscópica	Auto Nivelación	Car e Free	Control de altitud	Control de posición	Vuelta a casa	Navegación por "waypoints"	Precio
AeroQuad32									Medio
ArduCopter (PixHawk)									Medio
AutoQuad v6.6									Alto
Crius All in One Pro									Bajo
DJI Naza									Medio
DJI Wookong									Alto
HoverflyPro									Alto
kkMulticopter									Bajo
MikroKopterFlight-Ctrl									Alto
MultiWii Pro Flight Controller									Bajo
Paris MultiWiiCopter									Medio
SmartAP Autopilot									Alto
UAVP									Bajo
Zero UAV YS-X6									Alto

Tabla 3-6: Comparativa de características de los controladores disponibles en el mercado.

El color verde indica que posee la característica de serie, el color naranja que puede ser un añadido o complemento al controlador por defecto aumentando su precio y el rojo indica que la funcionalidad no está disponible.

Atendiendo a la comparativa realizada, se observan dos modelos que cumplen todos los requisitos, incluyendo la disponibilidad de modificar el funcionamiento del mismo mediante el cambio de código y no poseer un alto precio. Los dos modelos seleccionados son el perteneciente a la plataforma ArduCopter: PixHawk; y el MultiWii Pro Flight Controller. El primero posee un precio más elevado pero, a su vez, el Hardware tanto del procesador como de los sensores y el GPS incorporado es de mayor calidad y nos ofrecerá mayor precisión a la hora de realizar las medidas con la consecuente mejora de control y estabilidad, dos puntos críticos del diseño propuesto. La diferencia de precio es adecuada a la mejora de calidad y se prefiere sacrificar presupuesto por conseguir unas mejores prestaciones de vuelo.

El controlador PixHawk está diseñado por el equipo de desarrollo PX4 en colaboración con 3DRobotics y ofrece las siguientes características [43]:

- Frecuencia de funcionamiento de 168 MHz/252 MIPS (Cortex-M4F)
- 14 salidas para señal PWM o manejo de servos (8 a prueba de fallos y con anulación manual y 6 auxiliares, compatibles con alta potencia.)
- Amplia variedad de opciones de conectividad con periféricos (UART, I2C, CAN)
- Entradas de alimentación redundantes y *failover* automático.

- Interruptor de seguridad externo.
- LED multicolor como indicador visual principal.
- Indicador multi-tono de alta potencia.
- Expansión por tarjeta microSD para logeo de sesión de vuelo y carga de parámetros.
- Incorporación de IMU (*Inertial Measurement Unit*) con giroscópio, acelerómetro, magnetómetro y barómetro.



Figura 3.18: Imagen del controlador seleccionado.

Por último queda seleccionar el sistema de comunicación que implementará la aeronave para interactuar con la estación base. Mencionar que este apartado del proyecto se desarrolla paralelamente a éste por Guadalupe Crespo bajo el título: “*Sistema de enlace robusto para la teleoperación de un UAV en la plataforma robótica ARGOS*”, en el que realiza la selección de los componentes necesarios para la correcta comunicación que se mencionan a continuación.

El sistema de control y telemetría se realiza mediante un único sistema en el cual los datos se envían por medio de dos módulos Xbee que ofrecen un rango de señal elevado y bajo coste. Las imágenes capturadas por las cámaras del UAV se envían mediante un enlace adicional de video analógico. Mediante esta configuración se consigue poder controlar la aeronave mediante un mando joystick o automáticamente con la ayuda de la herramienta *QGroundControl*, explicada más adelante, que además reporta datos de telemetría y permite configurar ciertos parámetros de la aeronave. Además, en la estación de control en tierra se podrán observar las imágenes tomadas por el cuadricóptero en tiempo real y guiarlo fuera de la línea de vista.

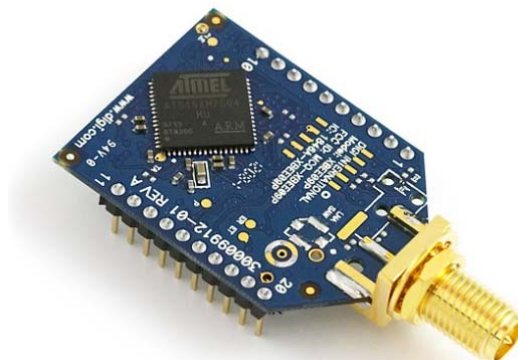


Figura 3.19: Imagen del módulo Xbee encargado de realizar la comunicación de control y telemetría.

4. Construcción del UAV

4.1. *Diseño Mecánico*

A continuación se detallará el diseño mecánico de la aeronave que albergará la relación de componentes elegidos y citados anteriormente. El diseño ha sido desarrollado por la empresa Robomotion siguiendo una serie de indicaciones para el correcto posicionado y ensamblado de los módulos encargados del sistema rotor.

El diseño propuesto en la memoria del proyecto es el definitivo a la conclusión del mismo, no se detalla el recorrido de pruebas y cambios de los anteriores. Se han mejorado algunas características que a priori se consideraban funcionales e incluidos nuevos mecanismos que optimizan el rendimiento y mejoran la seguridad de la aeronave.

El diseño de la aeronave se ha planteado como una estructura modular en la que se encuentran separados el tren de aterrizaje que albergará la carcasa de la batería; la estructura donde se encuentra el sistema motor y la electrónica necesaria para el correcto funcionamiento. Se plantea este diseño para dotar de versatilidad a la hora del intercambio y carga de las baterías y mejor manejo a la hora de la colocación de las cámaras que se encontrarán también en la estructura del tren de aterrizaje. El sistema de pan-tilt se colocará debajo de la carcasa de las baterías para dotar a la aeronave de una visión cenital del terreno, y la cámara frontal también irá acoplada a dicha carcasa en la parte frontal. Por lo que intercambiando el tipo de tren de aterrizaje se podrá modificar la funcionalidad de la aeronave sin afectar al sistema rotor que será el mismo en todos los casos.

4.1.1. Estructura Sistema Motor

La principal característica de la estructura que alberga el sistema rotor y la electrónica necesaria para su control es la inclusión de unos anillos protectores alrededor de la hélice. Esta estructura dota al sistema de una protección adicional en caso de colisión con cualquier clase de objeto. Por lo que al navegar en zonas estrechas estos anillos evitarán la rotura de la hélice en caso de que cualquier elemento entre en la zona de rotación de la misma. También profiere una seguridad adicional para el manejo por parte del operador ya que evita la entrada involuntaria de cualquier parte del cuerpo en la ubicación de la hélice desde los flancos de la aeronave.

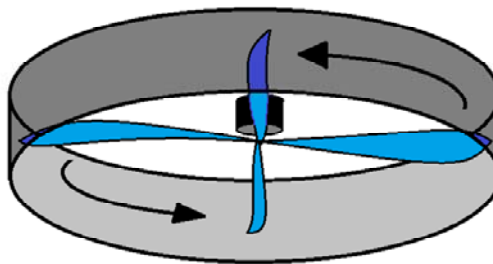


Figura 4.1: Detalle del anillo protector alrededor de la hélice.

Los anillos tendrán un diámetro ligeramente superior al de las hélices, se ha dejado una holgura de un milímetro y medio entre ambos elementos. La forma de anillo ayuda a focalizar el aire que mueven las hélices y optimizar el empuje generado.

La estructura que alberga todos los componentes y que sujeta los anillos estará formada por dos placas de fibra de carbono como protecciones superior e inferior. Se utiliza este material debido a su elevada resistencia mecánica y a su alto módulo de elasticidad, propiedades favorables en caso de colisiones y permite prevenir cualquier tipo de daños estructurales. La fibra de carbono posee una baja densidad que hace apropiado su uso en UAVs ya que aumentamos autonomía rebajando el peso de los componentes, en este caso, gran parte de la estructura mecánica. Posee una gran resistencia ante agentes externos, por lo que se prolonga la durabilidad de las piezas y se dota a la aeronave de una mayor resistencia ante condiciones climatológicas adversas.

Las piezas de fibra de carbono que conforman las placas superior e inferior serán cortadas mediante la tecnología de chorro de agua a presión tal y como indica el diseño por ordenador. Estas piezas se unirán mediante tornillería a los anillos de plástico reforzado dotando a la estructura resultante, gracias a la combinación de todos los elementos, una gran rigidez y robustez.

En los puntos donde recae gran parte de la fuerza en caso de impacto, situados entre los distintos anillos y señalados en la figura 4-2, se han reforzado con una pieza de metal ligero que absorberá el daño en caso de golpe, evitando consecuencias indeseadas.



Figura 4.2: Detalle del diseño, vista superior.

Los motores se anclan a la estructura mediante una barra de aluminio reforzado que está sujeta en sus dos extremos a la parte exterior del anillo mediante tornillería. Esta barra de sujeción impide cualquier movimiento del motor durante su funcionamiento y a su vez refuerza la robustez diametral del anillo.



Figura 4.3: Detalle del anclaje de los motores a la estructura.

El motor se ha colocado de forma que la hélice queda en la parte inferior del mismo, esto mejora la eficiencia del empuje ya que debajo de esta estructura no se encuentra ningún elemento dentro del anillo, como podría ser la barra en la parte superior. Por lo que el movimiento del aire a través de las hélices no interfiere con ningún elemento que pueda provocar inestabilidades y oscilaciones indeseadas.

Como se ha comentado anteriormente, el motor seleccionado es compatible con la hélice de fibra de carbono, no obstante, el modelo seleccionado solo posee dos hojas. Como se ha visto en los cálculos se requieren 4 hojas en cada rotor para conseguir el empuje necesario por lo que se ha diseñado un sistema que permite anclar dos hélices de dos palas en el motor seleccionado. Como se puede observar en la figura 4-4, mediante un adaptador se consigue fijar ambas hélices sobre el eje motor y sin vibraciones perjudiciales para el rendimiento.

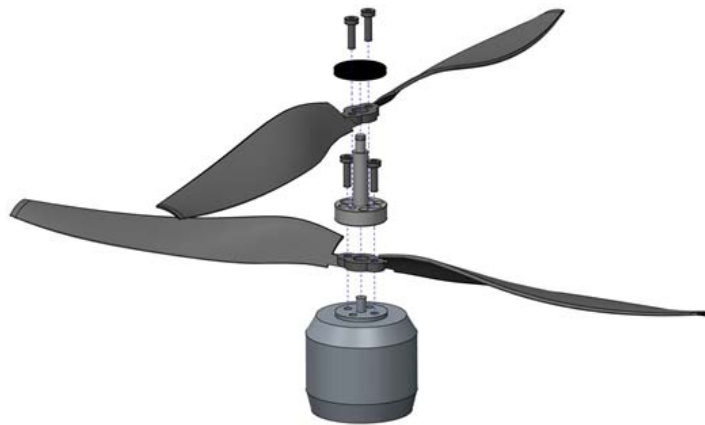


Figura 4.4: Detalle del sistema de anclaje de la hélice al motor.

En el centro de la estructura es donde se localiza toda la electrónica necesaria para el correcto funcionamiento de los motores. Los transceptores, tanto de video como de control y telemetría, el controlador de vuelo, los variadores, la placa de distribución de potencia, el sistema GPS y la batería encargada de suministrar energía a estos módulos, irán instalados en esta parte de la aeronave.

Todos ellos, a excepción de los variadores y el GPS, estarán anclados sobre una placa de fibra de carbono con el fin de reducir vibraciones en estos elementos. Esto se consigue mediante la inclusión en el diseño de unas piezas de goma que se situarán entre la placa de la electrónica y la de la carcasa exterior de la parte inferior a la que va anclada mediante

tornillería. Esto permite aislar al sistema electrónico de cualquier tipo de vibración proveniente de los motores y el exterior ya que quedará absorbida por las piezas de goma.

Los variadores y el sistema GPS irán unidos a la carcasa superior de fibra de carbono. En el caso de los variadores se hace para poder implantar los disipadores con salida al exterior para evitar sobrecalentamiento. Mediante un agujero en la placa se consigue que los variadores estén en contacto con el aire exterior y de esta forma se evita elevar la temperatura de la zona electrónica. En cuanto al GPS se coloca en la parte superior, de la misma forma a través de un hueco en la placa, con el fin de mejorar la recepción de la señal en cualquier situación y evitar pérdidas peligrosas.

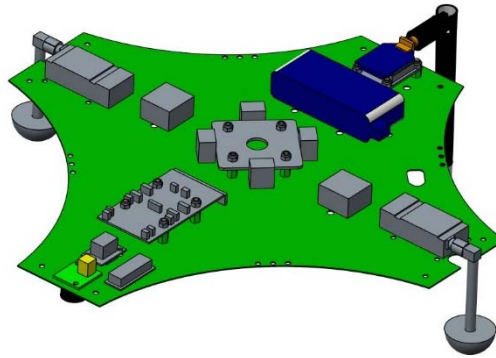


Figura 4.5: Detalle de la placa de la electrónica.

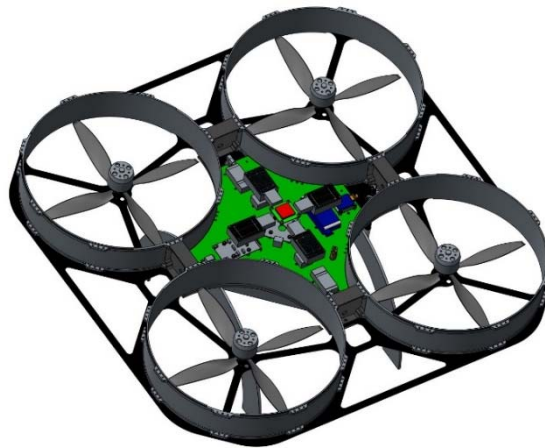


Figura 4.6: Detalle de la colocación de la placa de la electrónica en la estructura.

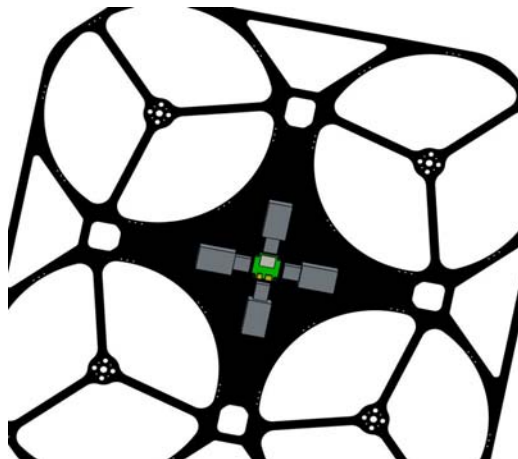


Figura 4.7: Detalle de la colocación de los variadores y GPS en la estructura.

Uniendo los módulos descritos se obtiene la estructura en que alberga el sistema motor y de control, en forma de disco que imprime alta robustez y resistencia. El peso total de este módulo es aproximadamente la mitad del UAV, rondando los 2.5 kilogramos.



Figura 4.8: Detalle de la estructura del sistema motor, vista trimétrica.

Ahora falta el diseño de la estructura de apoyo y que aloja el sistema de provisión de energía. En este caso no se ha implementado el diseño final pero sí que se han tenido en cuenta una serie de consideraciones para poder realizar las pruebas de vuelo.

4.1.2. Estructura Tren de Aterrizaje

Con el fin de mejorar el rendimiento de vuelo del UAV se requieren ciertos criterios a la hora de diseñar el tren de aterrizaje, así como la colocación de las baterías y el sistema de cámaras.

El tren de aterrizaje irá anclado a la estructura mediante unos conectores con la placa de fibra de carbono inferior. Estos conectores permitirán separar ambos módulos con el fin de mejor manejo y versatilidad en la configuración. El sistema del tren de aterrizaje estará formado por dos piezas de alta resistencia y ligera flexibilidad para poder amortiguar el golpe a la hora de encontrar tierra. En medio de las dos piezas, y enganchada a la estructura del sistema rotor de la misma forma, se colocará la carcasa que alberga las baterías, hecha de plástico rígido y liviano. Se posicionarán de la forma más centrada posible para equilibrar los pesos y obtener un vuelo lo más estable posible. Además, como las baterías se sitúan entre las piezas que componen el tren de aterrizaje tendrán una protección adicional en caso de golpes innecesarios en esa zona.



Figura 4.9: Detalle de la colocación del tren de aterrizaje en la estructura.

El peso de este módulo es reducido sin contar con el de las baterías, siendo alrededor de medio kilogramo. En el diseño para este proyecto se ha elegido un sistema de provisión de energía formado por dos baterías de 8 celdas de 22000 mAh que pesan 1700 gramos cada uno por lo que el añaden 3400 gramos al peso total de la aeronave. Atendiendo a los cálculos de ambas estructuras se obtiene un UAV de 7 kilogramos de peso listo para volar.

En este cálculo no se han añadido el peso de las cámaras y el sistema *pan-tilt*, que añadiría otro kilogramo más a la estructura aproximadamente. Este sistema de visión estará compuesto por dos cámaras, una localizada en la parte frontal del UAV con el fin de obtener visión de lo que se encuentra delante del mismo y la otra anclada a un sistema de *pan-tilt*, que se permitirá rotarla a lo largo de los ejes horizontal y vertical con el fin de tener una vista lo más amplia posible del entorno. Este sistema ira anclado en la parte inferior de la carcasa de la batería, como módulo independiente, y permitirá obtener una visión de lo que se encuentra debajo de la aeronave cuando ésta se encuentre en vuelo.

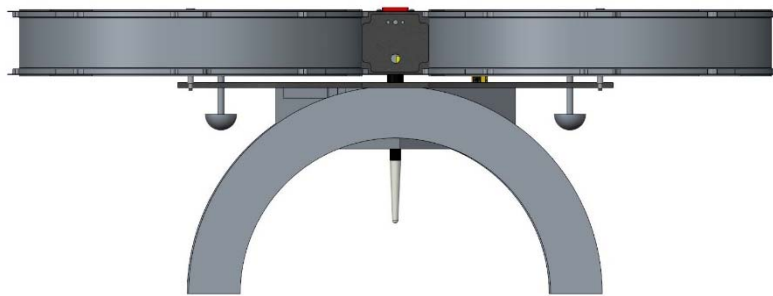


Figura 4.10: Vista frontal del diseño.

Una vez visto el diseño mecánico de la estructura es hora de diseñar la interconexión de los distintos módulos que albergará el UAV.

4.2. Diagrama de conexiones

A continuación se hará una descripción con el conexionado de todos los módulos seleccionados con el fin de obtener una aeronave operativa para el vuelo. Se hará, a su vez, hincapié en los conectores y cableado utilizado para conseguir el objetivo. También se explicarán los módulos adicionales que se requieren para el correcto funcionamiento que se han añadido que complementan el trabajo de los ya explicados.

En la siguiente figura se puede observar el diagrama completo de conexión entre todos los componentes que forman parte del UAV, más adelante se centrará la atención en distintas zonas por separado para explicar su conexión.

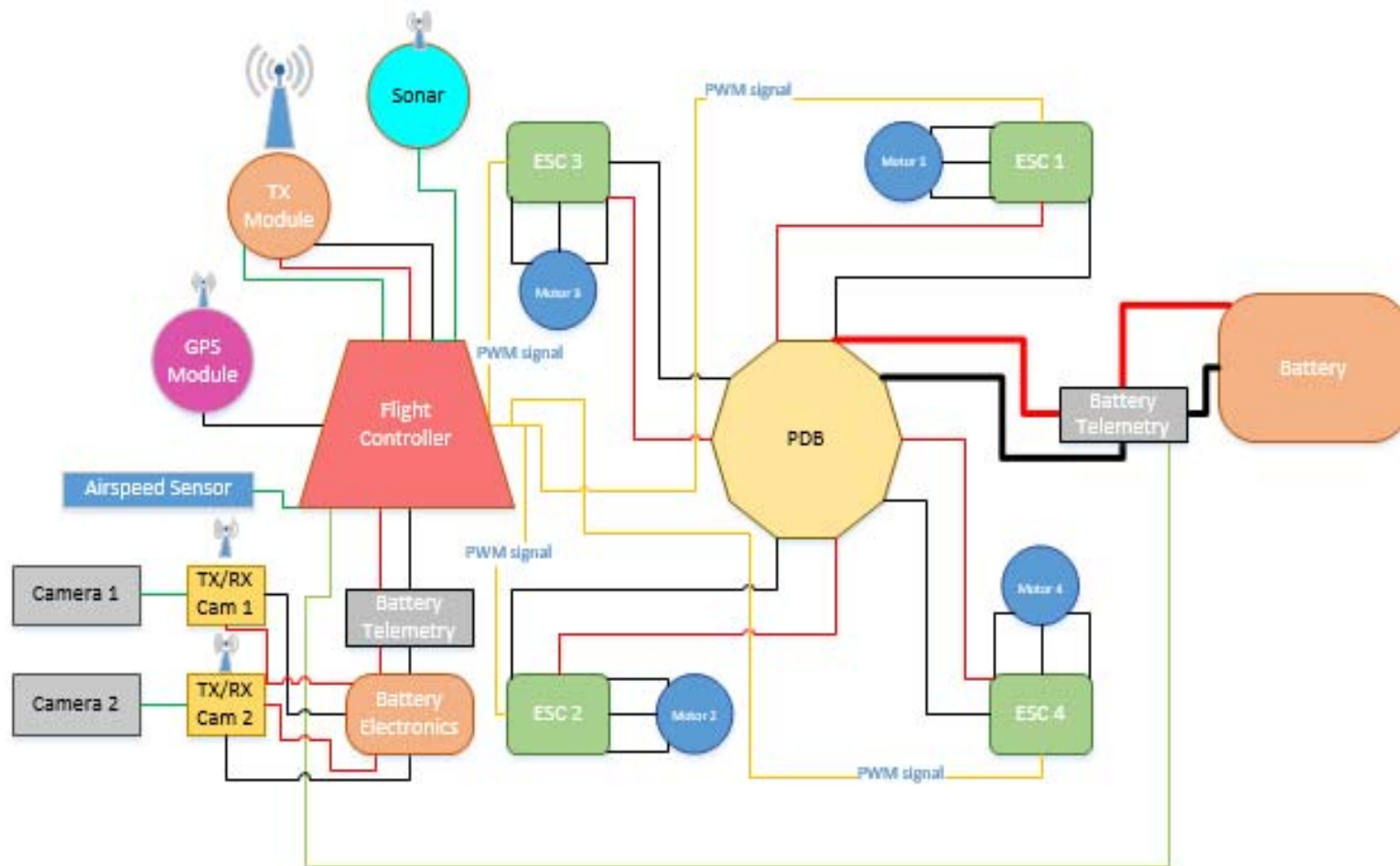


Figura 4.11: Diagrama de conexiones del sistema UAV.

Se puede observar el sistema de cámaras, así como los distintos sensores adicionales que se conectan al controlador de vuelo que mejorarán las prestaciones en vuelo. También se incluye el sistema de dos baterías que proveerán energía tanto al sistema de control como al sistema motor. Se observan los módulos descritos que forman el UAV y de qué forma éstos se interconectan.

Se dividirá el diagrama en distintos sectores con el fin de ayudar a la comprensión de su funcionamiento. Se explicarán las características de cada componente, así como de los conectores utilizados y del cableado.

4.2.1. Sistema Motor

Esta sección la componen los módulos encargados de hacer rotar las hélices gracias al suministro energético de la batería, a saber, los motores, los variadores, la placa de distribución de potencia y el controlador de vuelo. En la figura 4-12, se puede observar el modo de inter-conexión de los mismos.

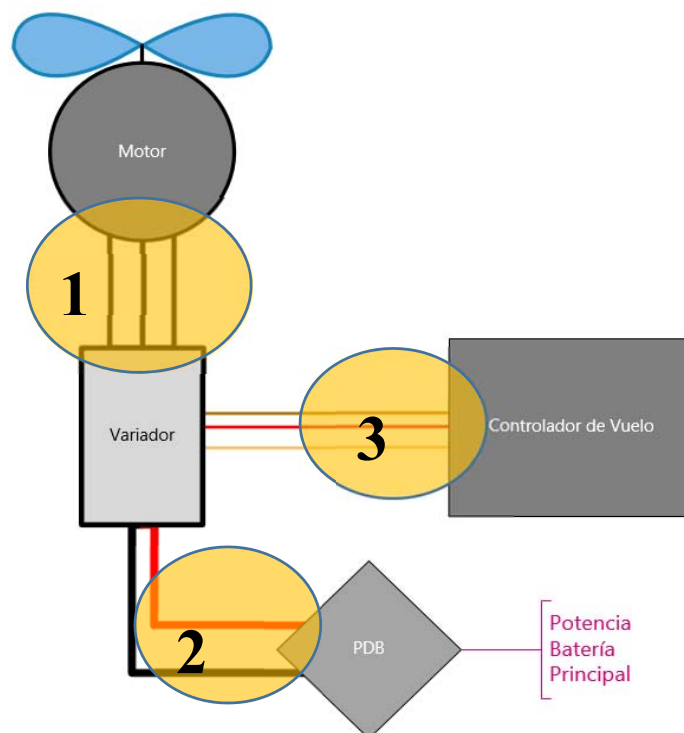


Figura 4.12: Diagrama de conexiones del sistema motor.

En el caso del diagrama del sistema motor se debe prestar atención a tres conexiones.

4.2.1.1. Conexión Variador – Motor

Conexión encargada de suministrar el flujo energético a los tres grupos de bobinados del motor, formada por tres cables. Éstos están soldados a la placa del variador y se unen con los de los motores mediante unos conectores del tipo *bullet* de 5.5 milímetros fabricados en oro. Los motores vienen con el conector hembra soldado de fábrica. Se ha soldado uno adicional en cada cable del variador del tipo macho, asegurando la unión mediante material termo-retráctil.

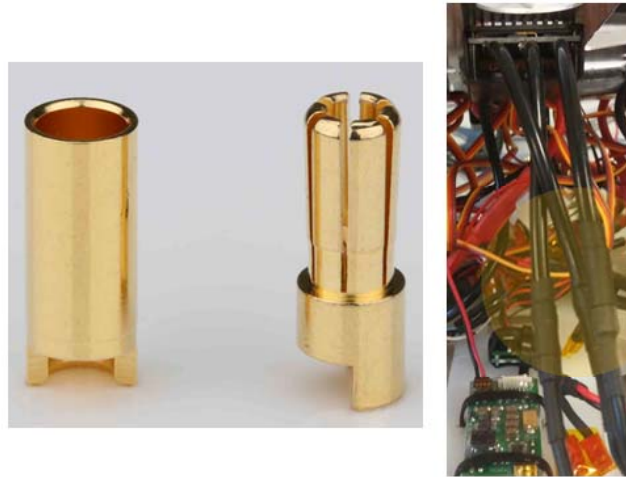


Figura 4.13: Detalle de la conexión del motor con el variador.

El conexionado de los cables tiene que ver con el sentido de giro del motor, a priori, se desconoce para que lado girará. Por lo que al hacer las pruebas de giro se observa si cada motor lo hace de forma correcta; y si se da el caso de que alguno gire en sentido contrario se intercambiará la posición de conexión de dos de los cables, a elegir entre cualquiera de los tres que forman el enlace.

Se conectan los cuatro motores de la misma forma, atendiendo al sentido de rotación de cada uno como se explicará más adelante.

4.2.1.2. Conexión Variador – Placa Distribución de potencia

Conexión encargada de llevar la energía desde a la batería a cualquiera de los variadores, en función de la señal que reciba éste último desde el controlador.

Al igual que en el caso anterior, el variador seleccionado viene con el cable soldado al mismo de fábrica pero sin conector. La placa de potencia incorpora, a su vez, cuatro conectores del tipo *Dean-Conector* de serie. Por lo que al extremo del cable del variador se ha soldado el correspondiente macho para realizar la conexión. Este tipo de conectores ofrecen una seguridad adicional, ya que el usuario no puede de ninguna forma equivocar la polaridad al conectar, requisito necesario cuando se trabaja a alta potencia.



Figura 4.14: Detalle de la conexión del variador con la PDB.

4.2.1.3. Conexión Variador – Controlador de vuelo

Conexión encargada de mandar la señal PWM al variador que regula la cantidad de energía que recibe cada motor y por lo tanto la velocidad de giro de los mismos.

Esta conexión está formada por 3 cables, dos de los cuales son los encargados de proveer energía al circuito del variador proveniente de la salida del controlador que suministra un voltaje de 5 Voltios (Cables rojo y marrón). El tercer cable de color naranja es el encargado de llevar la señal desde cada salida PWM de la placa del controlador a cada variador para que la interprete.

El conector es del tipo servomotor, el cual encaja en la salida de pines del controlador. A la hora de realizar la conexión hay que tener en cuenta una serie de consideraciones.

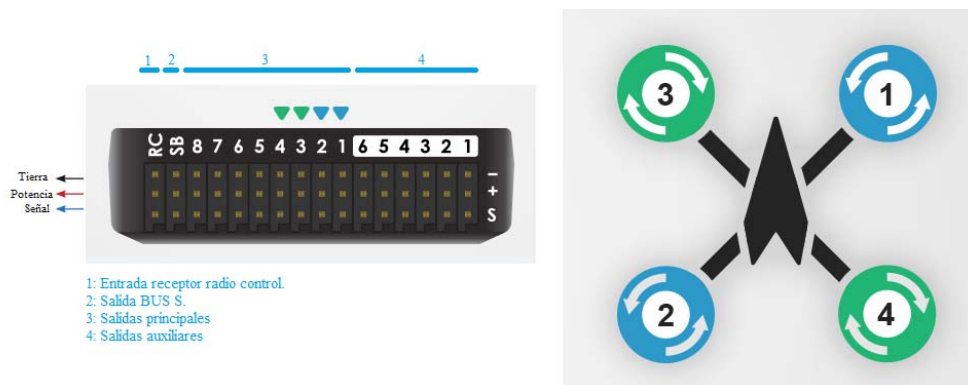


Figura 4.15: Detalle de los pines de conexión del controlador en relación a los rotores del cuadricóptero.

En la figura 4-15 se observan los pines de entrada del controlador, los conectores de los variadores se deben conectar en los pines correspondientes de las salidas principales. El variador asociado al motor 1 (frontal-derecho) se conectará en la salida 1 de las principales del controlador y así sucesivamente. Se debe prestar atención al color del cableado, como se ha explicado antes, el cable naranja irá conectado al pin de señal y los otros dos encargados de la potencia a los pines superiores.



Figura 4.16: Foto pines de conexión del controlador.

En la figura 4-15 también se observa el sentido de giro de las hélices, habrá que tenerlo en cuenta a la hora de conectar los motores, el 1 y el 2 girarán en sentido anti-horario, e inversamente el 3 y el 4.

4.2.2. Sistema de Cámaras

A continuación se explica la conexión del sistema de cámaras. Es una parte del UAV que no se ha implementado al final de este proyecto, pero se deja explicado ya que sí que se han integrado para futuro uso las antenas transmisoras de video en la placa de electrónica.

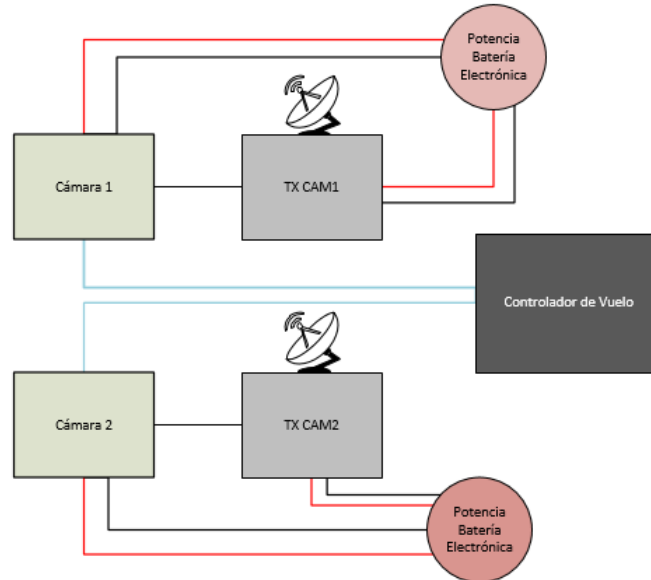


Figura 4.17: Diagrama de conexiones del sistema de cámaras.

Como se puede observar la potencia para el funcionamiento de las cámaras y los transmisores proviene de la batería secundaria del UAV. Las cámaras, cuyo modelo se elegirá más adelante, están conectadas a los transmisores a través de un cable de video analógico. La transmisión de video también es analógica debido a la complejidad y aumento de peso de las cámaras digitales.

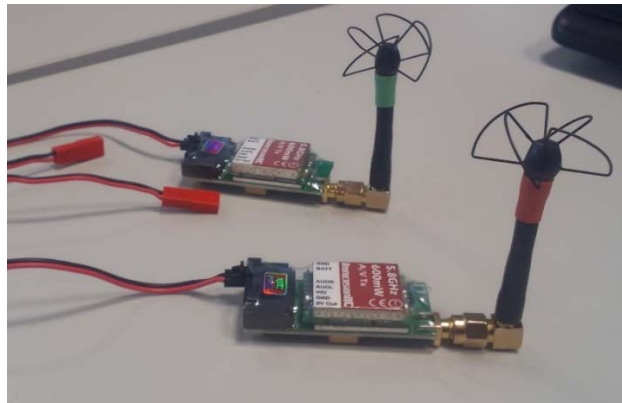


Figura 4.18: Foto de los transmisores de video incorporados en el diseño.

También se implementará en un futuro el control de las cámaras y el *pan-tilt* a través de las salidas del controlador según se indique en el mando de radio control.

4.2.3. Sistema de potencia

En este apartado se explica la conexión de la parte encargada de suministrar la energía y la circuitería encargada de obtener telemetría de este sistema.

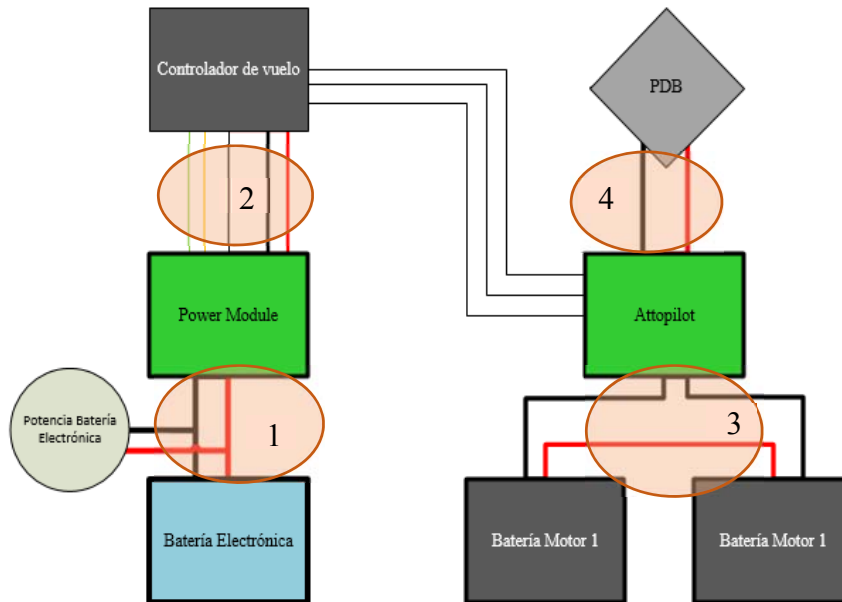


Figura 4.19: Diagrama de conexiones del sistema de potencia.

En este conexionado se pueden diferenciar 4 puntos importantes.

4.2.3.1. Conexión batería electrónica – Power Module

Para el proyecto se ha elegido una batería adicional para proveer potencia al sistema encargado de control y telemetría. Realizando los cálculos de consumo de cada uno de los módulos, la elección ha sido una batería de 1000 mAh que proveería energía durante media hora. La autonomía es similar a la provista por las baterías del sistema motor por lo que se ha elegido este modelo por cuestiones de reducir peso y no limitar el tiempo en vuelo.

La batería se conecta con el resto del sistema electrónico (transmisores de video) mediante cableado que realiza una conexión en paralelo con ella. Tras esta conexión se encuentra el Power Module, una placa encargada de medir en todo momento el voltaje de la batería, así como la corriente que suministra. Esta placa soporta voltajes de hasta 15 Voltios por lo que no se puede utilizar para el sistema de energía principal. Esta información es de vital importancia a la hora de conocer la autonomía de vuelo restante de la aeronave por telemetría.



Figura 4.20: Power Module encargado de regular el voltaje de la batería secundaria.

El enlace entre batería y Power Module se realiza mediante un conector del tipo JST, que evita cualquier problema de cambio de polaridad y el que suelen incorporar las baterías de reducido tamaño. El Power Module es un sistema que se encuentra en el lote que se

adquiere con la compra del controlador Pixhawk y los conectores que incorpora no son los adecuados. Por lo que se reemplazan, soldando los JST compatibles con el sistema.

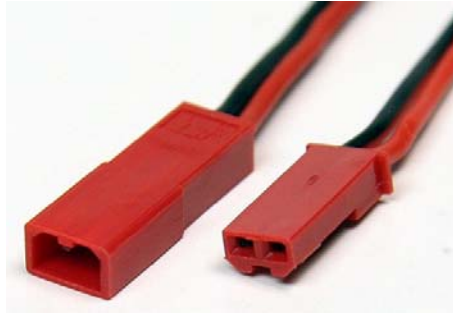


Figura 4.21: Conector JST que enlaza la batería secundaria y el Power Module.

La conexión en paralelo de la batería con el sistema de transmisores de video se realiza soldando al cableado el conector correspondiente, que en este caso es también el JST.

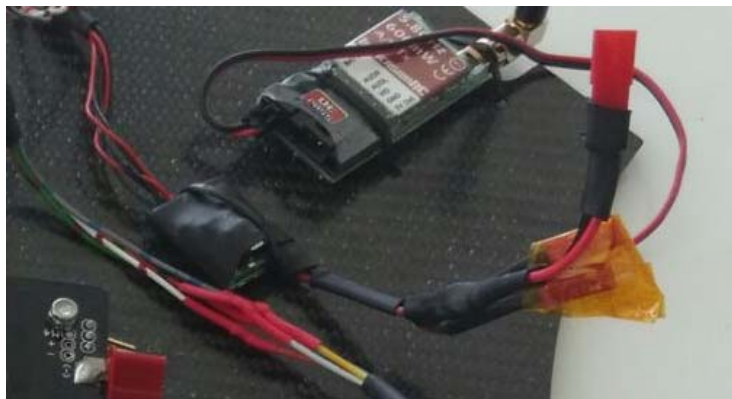


Figura 4.22: Detalle del cableado de la batería electrónica.

4.2.3.2. Conexión Power Module – Controlador de vuelo

Este enlace provee energía al controlador de vuelo (Pixhawk) y a los sistemas que dependan de él como son los sensores, el GPS y los variadores.

El controlador ha de recibir potencia por dos sitios distintos, en primer lugar, la entrada de energía principal que se encuentra en uno de los conectores de la placa, como se puede apreciar en la figura 4-23 (1). Y por otro lado para hacer funcionar los variadores se necesita proveer energía a los pines donde van conectados (2). Por lo que del Power Module salen dos cables conectados en paralelo con él, uno para cada entrada de potencia.



Figura 4.23: Detalle de las conexiones de potencia del controlador.

A la entrada de potencia principal se conectan, a su vez, los cables encargados de la telemetría de la batería que nos devuelve el Power Module, son tres: control de voltaje, control de corriente y tierra. Todos ellos junto con los dos encargados del suministro de potencia se encapsulan en un conector Hirose DF13 de 6 pines, compatible con la entrada del controlador, el orden de los mismos se especifica en la tabla siguiente.

Pin	Signal	Volt
1 (red)	VCC	+5V
2 (blk)	VCC	+5V
3 (blk)	CURRENT	+3.3V
4 (blk)	VOLTAGE	+3.3V
5 (blk)	GND	GND
6 (blk)	GND	GND

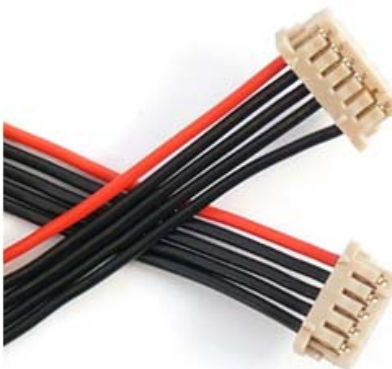


Figura 4.24: Tabla de conexión en la entrada de potencia del PixHawk y detalle del conector.

Se conecta también el cable a los pines encargados de suministrar energía y señal a los variadores, mediante un conector de servomotor pero de dos pines. La conexión de éste cable se hace en cualquiera de las salidas principales de los pines, no en las auxiliares ni en la salida de radio control ni Bus S. Ya que están ocupadas las numeradas del 1 al 4 para los variadores correspondientes, se ha utilizado la salida 8 para proveer de energía a este sistema.

4.2.3.3. Conexión batería principal – Attopilot

El sistema Attopilot, figura 4-25, es un sensor que proporciona medición de voltaje y corriente de baterías de alto nivel energético como es el caso de la seleccionada. De la misma forma del Power Module se conecta a través de una de las entradas analógicas del controlador e vuelo y se puede conocer el estado de carga y funcionamiento de las baterías en todo momento. Admite de entrada un voltaje de 51.8 Voltios y una corriente límite de 178.8 Amperios, requisitos suficientes para el diseño propuesto.

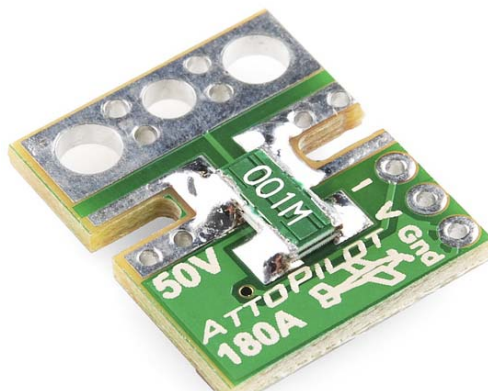


Figura 4.25: Imagen de la placa Attopilot.

El conexionado de las baterías se hace mediante un cableado especial que conecta las dos baterías de 4 celdas en serie, para obtener una batería de 8 con una capacidad total de 22000 mAh.



Figura 4.26: Cableado conexión en serie de las baterías.

La inclusión de esta conexión de dos baterías en serie se debe a la mayor versatilidad en cuanto a capacidades que ofrecen las baterías de un menor número de celdas y que han permitido encontrar un modelo de 22000 mAh. Las batería de 8 celdas son de difícil fabricación, y no hay tanta variedad en el mercado como para elegir el modelo que más se acomode a las exigencias del proyecto.

El conector que utiliza este tipo de baterías es el XT60 que ofrece seguridad ante el cambio de polaridad y pueden soportar corrientes de 60 amperios nominales y picos de hasta 120 durante un periodo de tiempo limitado. Esto los hace idóneos para el diseño ya que en régimen normal el consumo de corriente ronda los 50 Amperios con picos puntuales de 100. Son conectores de conexión fácil y resistente con un índice de aislamiento térmico alto.

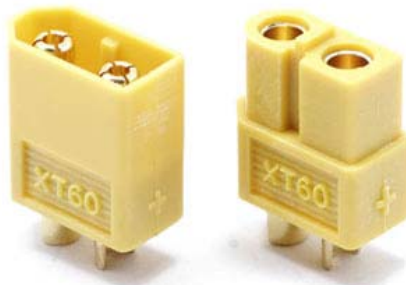


Figura 4.27: Detalle conectores XT-60 utilizados en el sistema principal de baterías.

Las conexiones que se realizan mediante este tipo de conector son las de las baterías con el cable serie y el cable serie con el sistema de telemetría Attopilot.

4.2.3.4. Conexión Attopilot – Placa distribución de potencia

La potencia recibida de las baterías que pasa por el sistema Attopilot llega finalmente a la placa de distribución de potencia que se encargará de repartirla entre los distintos variadores que controlarán el movimiento del motor. Esta conexión se realiza también a través de un conector XT60 al igual que las anteriores que de igual forma será soldado a la placa Attopilot.

A su vez, mediante un conector Hirose DF13 que se soldará a la placa, se conectan las salidas de telemetría del Attopilot con el controlador de vuelo a través de la entrada

analógica que posee y que mediante software se configurará para la correcta interpretación de los datos.

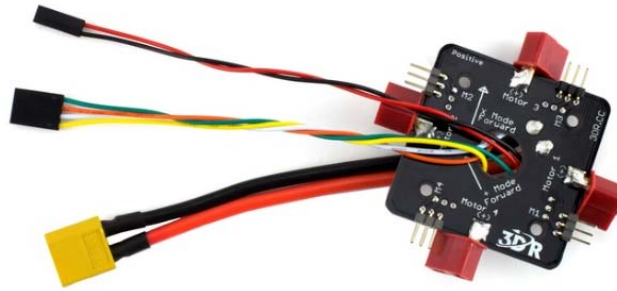


Figura 4.28: Placa Distribución de Potencia con sus conectores.

4.2.4. Sistema AntiSpark

A continuación se detalla el diseño de un sistema encargado de evitar las indeseables chispas al conectar el sistema de baterías. Debido al alto nivel de voltaje y carga de las baterías, cuando éstas se conectan para dar potencia a los motores se produce un chispazo que puede llegar a dañar los conectores y ser peligroso para el usuario de la aeronave.

La chispa se produce debido a que el voltaje de las baterías supera el voltaje de ruptura del espacio de aire entre los dos conectores. La forma de evitar este indeseado fenómeno es realizar una carga previa de los condensadores de entrada del circuito electrónico que se desea alimentar, los variadores en el caso estudiado. Esto aumentará el voltaje de ruptura y se eliminará el problema.

Por lo que se debe diseñar un sistema que permita la carga previa de los condensadores de los variadores, antes de realizar la conexión total de potencia. Se decide la solución de hacer circular una pequeña corriente a través de una resistencia durante un corto espacio de tiempo para cargar los condensadores y, a continuación, desviar el flujo de corriente por otro circuito que ofrezca menos impedancia para alimentar el circuito.

Este sistema ya viene incorporado en el diseño de los variadores T70A de la marca Tiger Motor seleccionados, no obstante su funcionamiento es de forma manual. Antes de conectar las baterías se debe desconectar el cable de potencia principal del variador mediante un conector de tipo *bullet*, y a continuación, conectar la batería; en este momento una pequeña cantidad de corriente circulará a través de una resistencia de 100 Ω colocada en paralelo al cable de potencia principal que cargará los condensadores de los variadores. Una vez realizada dicha carga, se conecta de nuevo conector *bullet* del cable de potencia principal por donde circulará la corriente que llega a los motores en funcionamiento. Este sistema es imposible de realizar en el diseño propuesto ya que los variadores irán colocados dentro del núcleo central del UAV y es imposible acceder a ellos para llevar a cabo este procedimiento. Por lo que se busca una solución alternativa más automatizada basada en el mismo funcionamiento.

4.2.4.1. Diseño del circuito

Esto se consigue mediante la inclusión de un sistema de transistor más condensador. En la siguiente figura se puede observar el circuito propuesto.

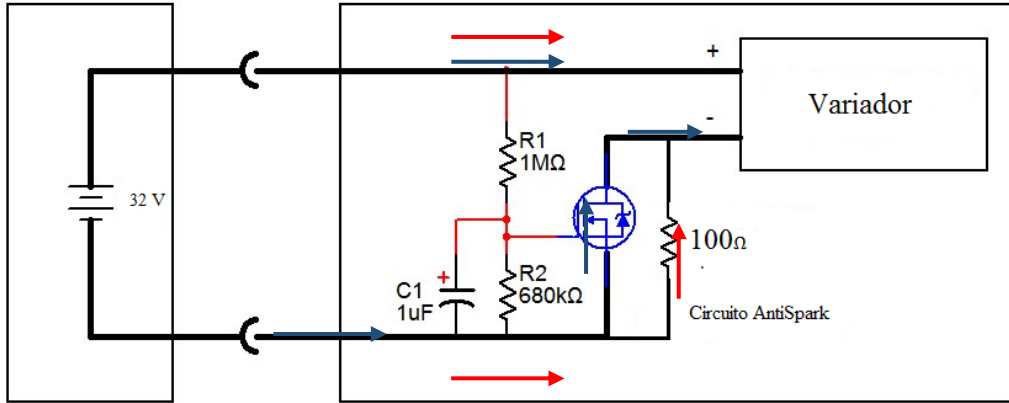


Figura 4.29: Circuito AntiSpark.

En un primer momento de funcionamiento el transistor está abierto por lo que la corriente circula según indican las flechas rojas, a través de la resistencia de $100\ \Omega$ que proveerá una corriente limitada para realizar la carga de los condensadores del variador. El transistor se cierra transcurrido el tiempo de carga del condensador del circuito que dependerá tanto de la capacidad del mismo como de las resistencias involucradas en el esquema, según la siguiente fórmula:

$$V(t) = V_f \left(1 - e^{-\frac{t}{RC}} \right)$$

Siendo:

$V(t)$ - la tensión en el condensador.

V_f - la tensión entre las placas del condensador.

t - el tiempo de carga del condensador.

R - resistencia del circuito en ohmios.

C - capacitancia del condensador.

Los valores elegidos de los componentes del circuito se obtienen de tal manera para que el tiempo de carga del condensador del mismo, sea suficiente para que los condensadores de los variadores se carguen a través de la resistencia. Para conocer este valor de tiempo basta con resolver las ecuaciones propias del condensador.

La tensión entre las placas del condensador se obtiene resolviendo la malla por lo que:

$$I_f = \frac{V_{bat}}{R1 + R2} = \frac{32\ V}{680K\Omega + 1M\Omega} = 1.9048 \times 10^{-5}$$

$$V_f = I_f \times R2 = 1.9048 \times 10^{-5} \times 1M\Omega = 19.05\ \text{Voltios}$$

El valor de $V(t)$ viene dado por la tensión del circuito en ese punto, es decir, el voltaje necesario a la entrada del transistor para que éste cierre el circuito. En el caso del transistor utilizado, que más adelante se detallará, este valor corresponde a 3 Voltios.

Por lo que:

$$t = -(R1 + R2) \cdot C \cdot \ln \left(1 - \frac{V(t)}{V_f} \right) = -1.68M\Omega \cdot 1\mu F \cdot \ln \left(1 - \frac{3V}{19.04V} \right) = 0.28\ \text{segundos}$$

Valor de tiempo más que suficiente para que se produzca la carga de los variadores previa al cierre del circuito principal de potencia. Una vez el transistor funciona como circuito cerrado la corriente circulará por donde indican las flechas azules del esquema de la figura 4-29. En este caso se observa que la energía circulará a través del transistor cuya impedancia debe ser la menor posible para evitar pérdidas por disipación y maximizar la eficiencia de las baterías.

4.2.4.2. Componentes

La implementación del circuito se hará mediante una placa lo más pequeña posible para reducir peso e invadir lo menos posible el diseño del UAV propuesto.

En primer lugar las resistencias utilizadas son de 1 M Ω , 680 K Ω y 100 Ω . Las de mayor impedancia se eligen de montaje superficial ya que por ellas no circula una potencia elevada, solo intervienen en la carga del condensador. En el caso de la de 100 Ω se elige una resistencia de potencia, son más grandes, pero permiten trabajar a mayor potencia, en el caso propuesto debe soportar la energía del proceso de carga de los condensadores de los variadores. Debido al alto nivel de voltaje de la batería, la potencia requerida por la resistencia es alta aunque la corriente no sea muy grande, por lo que se opta por este tipo.

Las resistencias de montaje superficial se eligen según el estándar 0805 en cuanto a tamaño que son las menos invasivas para el circuito.



Figura 4.30: Componentes del circuito AntiSpark: a) Resistencia de montaje superficial. b) Resistencia de potencia. c) Condensador cerámico. d) Transistor MOSFET N.

En el caso de la resistencia de potencia se elige por un diseño capaz de soportar al menos 1 Vatio de potencia y lo más reducido posible, se opta por un modelo axial.

El condensador del circuito también se elige teniendo en cuenta su tamaño reducido y se opta por un encapsulado del estándar 0805 del tipo cerámico y con una capacidad de 1 μ F. Hay que tener en cuenta que debe soportar una tensión entre placas elevada de al menos 30 Voltios.

A la hora de seleccionar el transistor lo más importante a tener en cuenta es la impedancia interna del mismo cuando se encuentre funcionando como circuito cerrado. A su vez debe ser capaz de manejar los niveles de potencia asociados al diseño del circuito con un valor de tensión de 32 Voltios y una corriente máxima de 120 Amperios. El valor de tensión umbral para la activación del mismo no debe ser demasiado bajo para que haya tiempo para la carga de los condensadores de los variadores.

El modelo seleccionado es del tipo MOSFET N de potencia que cumple los requisitos previos con una resistencia interna de tan solo 550 $\mu\Omega$. Su denominación corresponde a INTERNATIONAL RECTIFIER AUIRFS8409-7P.

Una vez planteado el circuito y elegido los componentes es hora de diseñarlo usando la plataforma Altium que permite generar tanto el esquemático como la placa para la posterior fabricación del circuito.

4.2.4.3. Diseño en Altium

En primer lugar se traspa el diseño esquemático al programa para poder trabajar con él.

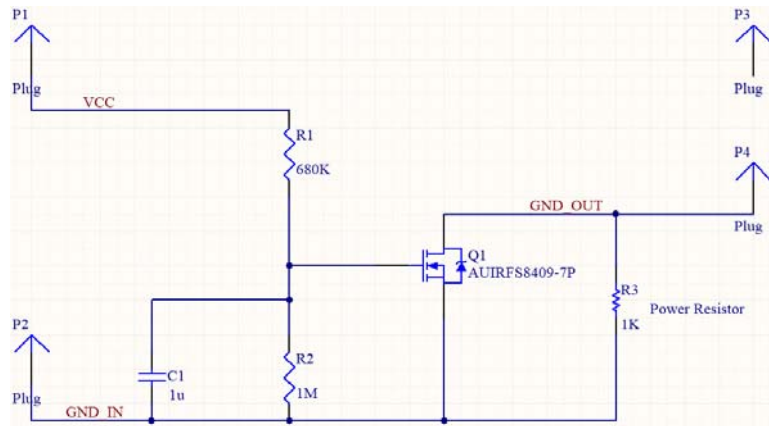


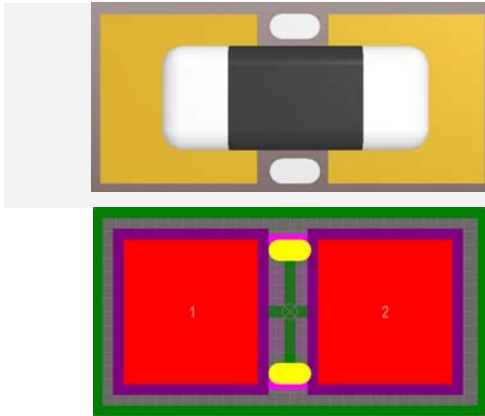
Figura 4.31: Esquemático del circuito en la herramienta Altium.

Se tienen en cuenta los cuatro puntos de conexión y se nombran las principales redes del circuito.

A continuación se traspa este diseño a la PCB, los componentes utilizados no se encuentran en la librería estándar de la herramienta Altium por lo que hay que diseñarlo teniendo en cuenta las medidas y el número de patas de cada componente. Los recursos 3D se obtienen mediante los generados por desarrolladores anónimos.

En primer lugar el diseño del condensador y las resistencias de montaje superficial se hace siguiendo las medidas del estándar 0805 que corresponde a unas dimensiones de 2.0 mm \times 1.25 mm (0.079 pulgadas \times 0.049 pulgadas). Se deja suficiente espacio para soldar las patas de los componentes que en este caso es de una dificultad elevada.

RESISTENCIA



CONDENSADOR

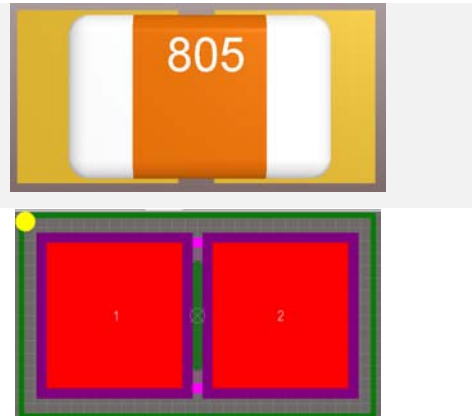


Figura 4.32: Footprint en 2D y 3D de la resistencia y el condensador utilizados.

A continuación se modela la resistencia de potencia en función a las medidas del componente seleccionado.

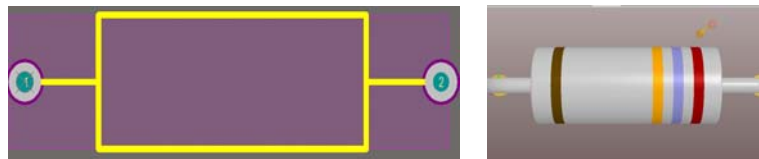


Figura 4.33: Footprint de la resistencia de carga del diseño.

Por último gracias a una guía proporcionada por la herramienta Altium se diseña el transistor MOSFET de potencia de 7 patas. Las distintas cotas del componente se obtienen de su hoja de datos y se introducen en el programa. Cada pin del transistor corresponde con una de las tres conexiones del mismo (Drain, Gate y Source), esto se tiene en cuenta a la hora del diseño para las posteriores conexiones del circuito. Se obtiene el siguiente resultado:

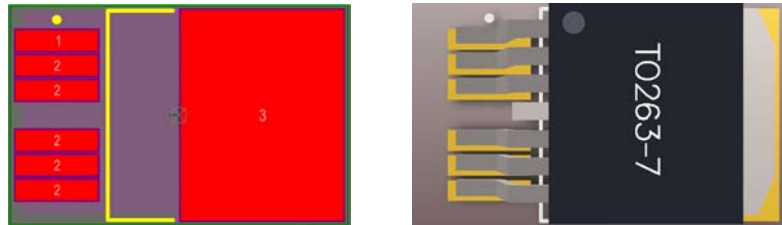


Figura 4.34: Footprint del transistor MOSFET incluido en el diseño.

A continuación se diseña la placa de la PCB teniendo en cuenta todas las conexiones y un factor importante, la corriente que circulará por el circuito. El valor de la misma es alto llegando a superar los 100 Amperios en el caso de los motores funcionando a máximo rendimiento. Por ello las pistas por las que circule la corriente deben de ser de un ancho adecuado. En el diseño propuesto se utilizan solo dos capas, la superior y la inferior para el trazado de pistas por lo que la placa será de un tamaño relativamente grande pero se adaptará al diseño del UAV.

Las medidas definidas para el diseño son 43 mm de alto por 47 mm de ancho, se ha utilizado la herramienta web PCB Trace Width Calculator para adecuar los requisitos energéticos al diseño. El diseño sigue la máxima de aprovechar el mayor espacio para las pistas por donde fluye la corriente ya que los componentes involucrados son de un tamaño reducido. La energía de cada entrada o salida fluirá por ambas caras para aprovechar de forma más eficiente el espacio, por lo que se han añadido un gran número de vías al diseño para poder conectar ambas caras y aprovechar la totalidad de su superficie para guiar la corriente. Se añaden a su vez los agujeros de los tornillos para su posterior montaje sobre la placa de electrónica.

Se tiene en cuenta los *pads* del transistor a la hora de colocarlo ya que de los seis que tiene en su parte frontal, cinco se utilizan para la transmisión de energía principal y uno de ellos solo para activarlo cuando el condensador se carga.

El resultado se puede apreciar en la figura 4-35, siguiendo las consideraciones descritas.

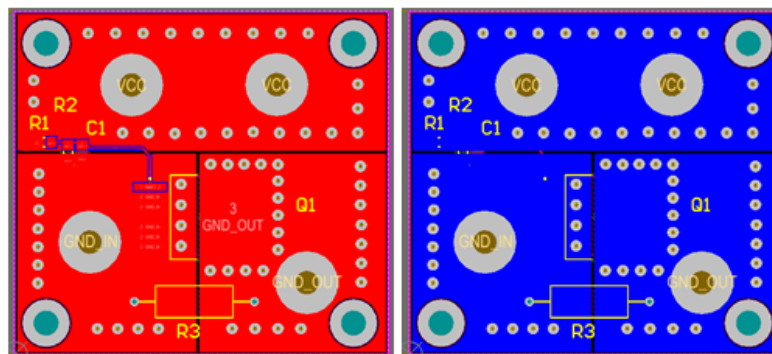


Figura 4.35: Footprint de la placa con el diseño del circuito Antispark.

Se aprecian las caras interconectadas mediante vías de tamaño variable, siendo de gran tamaño debido a los altos requisitos de corriente del diseño propuesto.

Una vez obtenido el diseño solo queda mandarlo a fabricar. En el desarrollo del proyecto acontecido, este último paso no se ha realizado debido a que las pruebas se han hecho mediante un sistema manual para evitar los chispazos y queda el diseño realizado para una futura inclusión.

4.2.5. Sistema de control

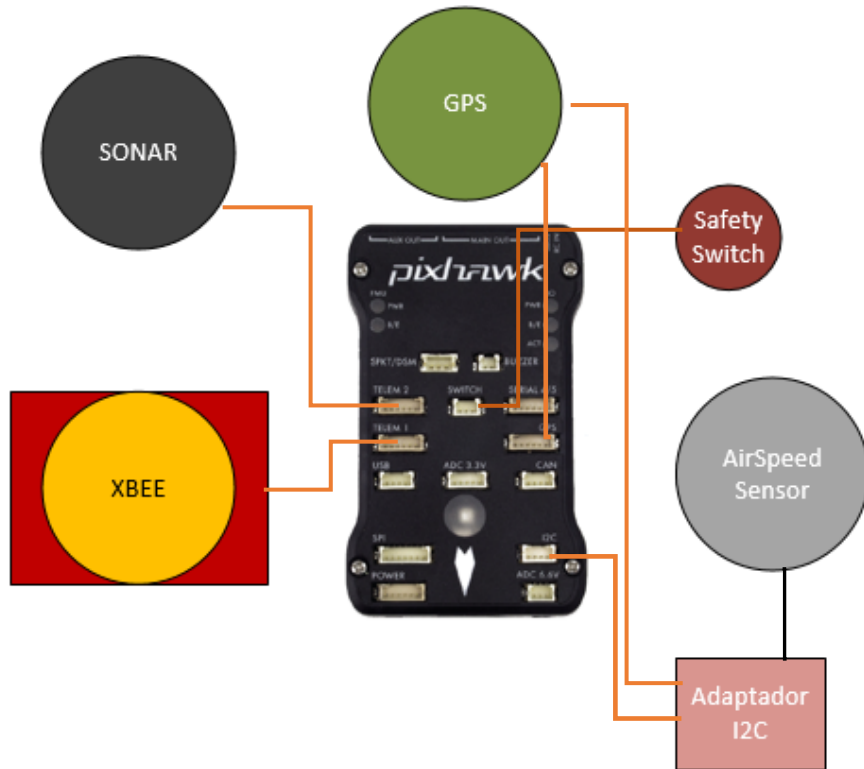


Figura 4.36: Diagrama de conexiones del sistema de control.

A continuación se detalla el conexionado del controlador de vuelo con los distintos sensores y transmisores. Todos se realizan a través de las entradas que dispone la placa.

4.2.5.1. Módulo de transmisión

En primer lugar se aprecia la conexión del controlador con el módulo de transcepción, el XBee. La conexión no es directa sino que se realiza a través de un adaptador que adapta la señal proveniente del controlador al sistema XBee y adecua también la señal de recepción.

La conexión al sistema Pixhawk de este módulo se realiza a través de la entrada de telemetría 1 mediante un conector *Hirose DF13* de 6 pines, de los cuales solo se utilizan 4. Dos de ellos se encargan de alimentar la placa XBee para su funcionamiento y los otros dos corresponden al enlace ascendente y descendente de comunicación con el módulo de transmisión. La conexión con el adaptador-regulador XBee se realiza mediante unos pines soldados a la placa y un conector de servomotor de 4 posiciones.

Pin	Signal	Volt
1 (red)	VCC	+5V
2 (blk)	TX (OUT)	+3.3V
3 (blk)	RX (IN)	+3.3V
4 (blk)	CTS	+3.3V
5 (blk)	RTS	+3.3V
6 (blk)	GND	GND

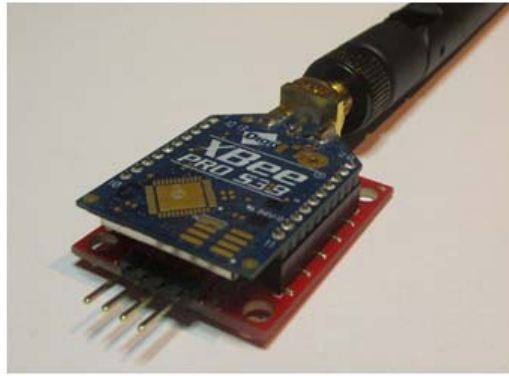


Figura 4.37: Tabla de conexión en la entrada de Telemetría del PixHawk (Telem1) y detalle del sistema XBee.

4.2.5.2. Módulo GPS

La conexión del módulo GPS se realiza mediante dos enlaces, uno provee los datos de la localización y otro los datos de la brújula incorporada, el magnetómetro. La primera conexión se realiza de forma directa entre el GPS y el controlador a través de 6 cables y con conectores *Hirose DF13* en ambos extremos de 6 pines que conectan con el puerto nombrado GPS del controlador. La conexión del magnetómetro se realiza mediante el adaptador I2C que adapta la señal a este formato para que la pueda interpretar el controlador a través de su puerto del mismo tipo. El adaptador se conecta mediante 4 cables necesarios en este estándar y con conectores *Hirose DF13* de nuevo.



Figura 4.38: Imagen del sistema GPS incorporado.

4.2.5.3. Sensores y control

A continuación se detalla la conexión del controlador con los sensores, tanto el que mide la velocidad del viento (*Airspeed Sensor*) como el sónar que medirá la distancia del UAV con respecto a tierra, en un rango reducido como en el despegue y aterrizaje. Además hay una última conexión que es el botón que sirve de seguro de los motores, impidiendo su funcionamiento si no está activado.

La conexión del sensor de velocidad del viento se realiza a través del puerto I2C del controlador por lo que se conecta al adaptador, como en el caso del magnetómetro del GPS, a través de los 4 cables correspondientes al protocolo. Los conectores, de nuevo, son *Hirose DF13* de 4 pines.



Figura 4.39: Imagen del sistema sensor de la velocidad del viento (AirSpeed Sensor).

El Sónar no tiene una entrada en el controlador, los datos enviados por el mismo son del tipo analógico por lo que se conecta con una de las entradas de este modo del controlador, como la de telemetría 2. La conexión se hace mediante tres cables, dos encargados de dar energía al sensor y otro que recibe un voltaje en función de la distancia del objeto. Estos cables se sueldan a los pines de la placa del sonar y se conectan al *PixHawk* mediante conector *Hirose DF13* de 6 posiciones compatible con la entrada del controlador pero de las cuales solo se utilizan 3. Este módulo no está activo a la conclusión del proyecto.



Figura 4.40: Imagen del sonar incorporado.

Por último se conecta el pulsador de seguridad (*Safety Switch*) en la entrada correspondiente con el nombre SWITCH.



Figura 4.41: Imagen del sistema de seguridad integrado (Safety Switch).

4.3. Árbol de proyecto

A continuación se detalla el árbol de proyecto del diseño propuesto. El árbol del proyecto permite catalogar y disponer de la información de todos los componentes que componen el UAV.

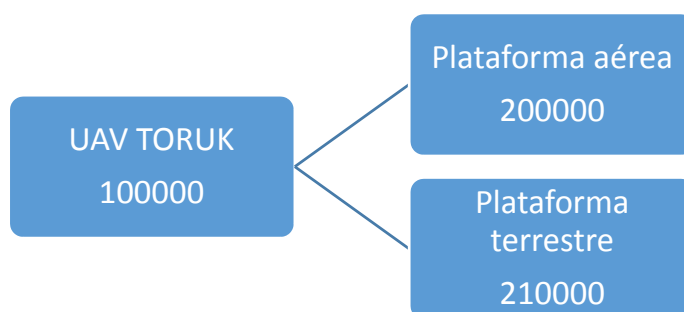
El árbol divide el diseño en distintos grupos que a su vez pueden ser divididos en nuevos subgrupos en otro nivel del árbol, en cuyas hojas finalmente encontramos los distintos módulos físicos que forman cada uno de ellos, así como información de tornillería y componentes de enlace.

A cada grupo y componente final se le asocia un número de serie para poder catalogar el conjunto y ser capaz de identificar cada uno de ellos en el desarrollo del proyecto y que servirá de ayuda a la hora de replicar el diseño.

Este número de serie se asocia según el nivel en el que se encuentre el grupo o componente. Cada dígito del número se corresponde con un nivel y este dependerá de la posición que ocupe el componente o grupo de ellos dentro del nivel. Por lo que en cada nivel podrá haber un máximo de diez elementos y un máximo de 6 niveles de división.

4.3.1. UAV Toruk

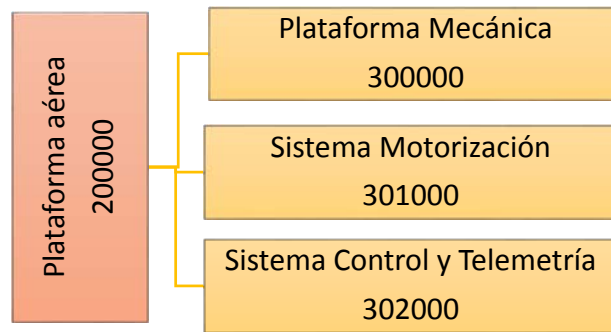
El primer nivel del diseño es la plataforma completa, se le denomina como UAV TORUK y recibe como número identificativo el 100000, correspondiente a la primera división del primer nivel.



A su vez la plataforma se divide en dos grupos claramente diferenciados: la plataforma aérea y la terrestre. Estas divisiones reciben una notación correspondiente al segundo nivel que ocupan, el primer número es un 2, y dentro del mismo los ordenamos utilizando la segunda cifra.

4.3.2. Plataforma Aérea

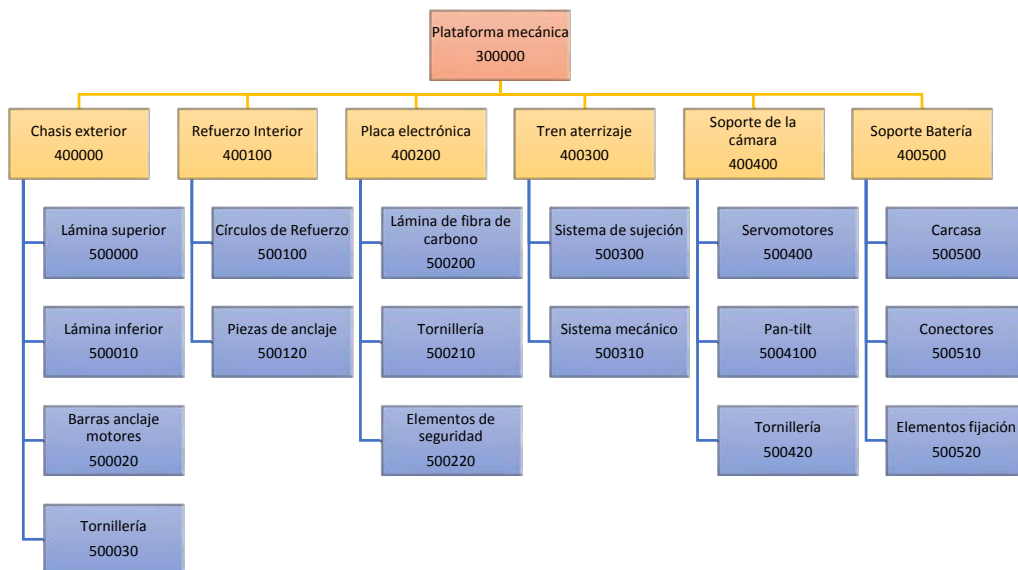
La plataforma aérea del diseño propuesto, de la misma forma, se divide en otros tres subgrupos de elementos: la plataforma mecánica, el sistema de motorización y el sistema de control y telemetría.



Estos tres elementos corresponden al tercer nivel, notado en la primera cifra. La segunda cifra indica el componente del nivel anterior al que se asocian, en este caso el primero de ellos que se denota con el cero. A continuación se numera en la tercera cifra en función de la posición que ocupe el grupo dentro del nivel.

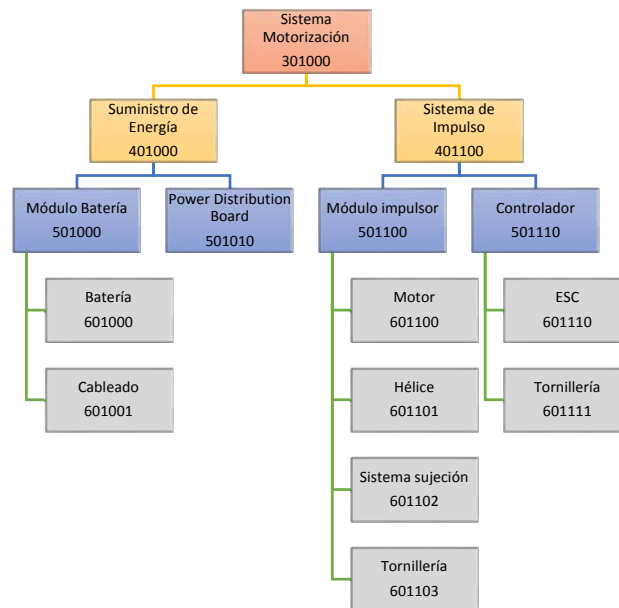
4.3.2.1. Plataforma mecánica

En este grupo se abarcan todos los componentes que forman la estructura del UAV. A su vez se divide en distintos subgrupos para hacer más fácil la localización de cada elemento.



Se aprecia la inclusión de dos nuevos niveles correspondientes a la división en las distintas partes que componen la estructura y los componentes físicos finales que se montarán. Se plantean seis grupos diferenciados en los que clasificar los módulos cada uno perteneciente a una parte de la estructura. Mencionar que los dos últimos grupos no han sido desarrollados al término de este proyecto por lo que no se detallan en profundidad.

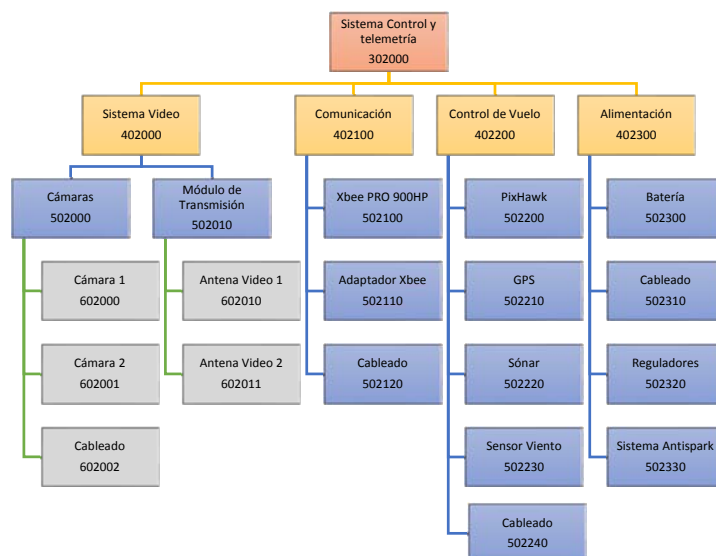
4.3.2.2. Sistema de motorización



Grupo que corresponde a los elementos que hacen girar a los motores que se divide entre los módulos actuadores y el suministro de energía a los mismos. Se incluye, al igual que en la división anterior, la tornillería que fijará en cada elemento que se detallará más adelante.

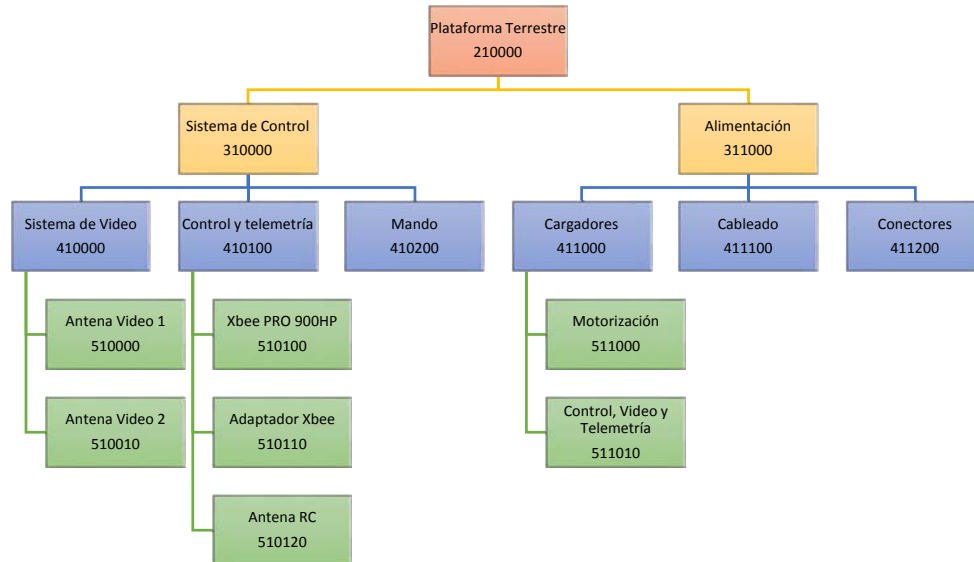
4.3.2.3. Sistema de control y telemetría

Los componentes se dividen en los encargados de la comunicación con la estación base, los encargados del control, el sistema de video y la alimentación.



4.3.3. Plataforma Terrestre

A continuación se detallan los componentes del sistema de control terrestre, así como los componentes necesarios para la carga de las baterías cuando el UAV esté en reposo y el mando que controlará el comportamiento de la aeronave.



Hasta aquí la clasificación de los distintos componentes en función del cometido o situación dentro de la plataforma UAV. A continuación, esta clasificación se traspasa a una hoja Excel o similar en la cual se detallará de una manera más rigurosa cada módulo y los elementos asociados a los mismos como pueden ser el cableado o la tornillería.

La descripción de todos los componentes utilizados en este desarrollo, se adjuntan debidamente catalogados en los anexos correspondientes a esta memoria., la notación es la misma que se ha utilizado en la clasificación anterior. Si el módulo ha sido diseñado a lo largo de este proyecto se denota mediante la numeración explicada, si el módulo es comercial se denota mediante su número de serie. También se detalla el número de elementos que incluye el diseño de cada componente si éste estuviera repetido.

5. Montaje y Pruebas de UAV

5.1. Montaje

Una vez elegido el diseño y todos los componentes que lo forman catalogados, se procede al montaje de la estructura.

Se utilizan tornillos para anclar los distintos elementos y fijarlos a la estructura, además de bridas en el caso de que sea imposible la colocación de un tornillo o por facilidad de montaje.

A continuación se detalla el proceso ordenado cronológicamente.

5.1.1. Placa electrónica

En primer lugar se anclan los componentes responsables del control y telemetría a la placa de fibra de carbono. Para evitar contactos indeseados de la circuitería con la placa, se colocan torretas aisladoras en cada uno de los módulos.

En esta etapa del proceso de montaje también se interconectan los componentes involucrados mediante el cableado adecuado que ha sido fabricado especialmente para el diseño a lo largo del desarrollo del proyecto. Los conectores han sido crimpados y soldados manualmente por el proyectando debido a la no existencia de cableado específico en el mercado para el conexionado propuesto.

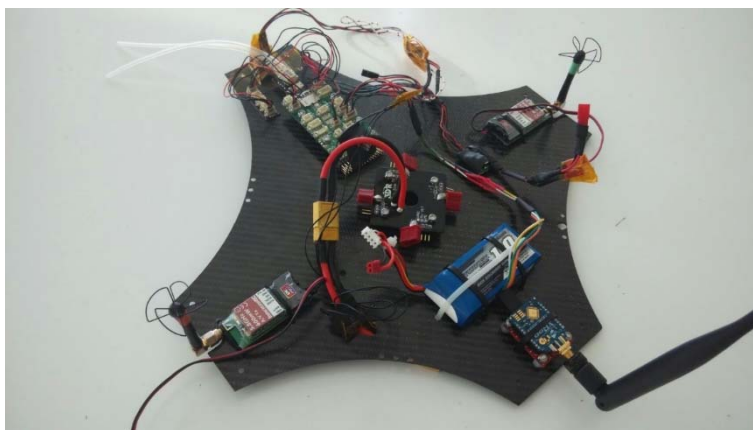


Figura 5.1: Imagen del conexionado de los componentes electrónicos sobre la placa de fibra de carbono.

El expansor de los puertos I²C se fija mediante cinta de doble cara de alta resistencia, el sonda que no está operativo se fija de igual manera. Al sistema PixHawk se le quita la carcasa y se ancla mediante el sistema de torretas y tuercas, de la misma forma se fijan el módulo XBee y la Placa de Distribución de Potencia.

Tanto los transmisores de video como la batería de la electrónica y los reguladores y sensores de batería se anclan mediante bridas debido a que en su diseño no existe forma

de utilizar tornillos para el propósito. Esta fijación impide su movimiento de manera adecuada.

Por último se debe tener la precaución de extraer los cables de las baterías y de las cámaras a través de la abertura diseñada para ese fin y poder conectar todos los elementos una vez esta placa se instale en el compartimiento central estanco de la aeronave.

5.1.2. Carcasa exterior

El siguiente paso es anclar la placa de electrónica a la lámina inferior de fibra de carbono que compone la carcasa exterior. Este anclaje se realiza usando láminas de goma entre ambas placas y entre la placa y el tornillo con la finalidad de evitar que las vibraciones producidas por el giro de los motores afecte a los componentes electrónicos. Al igual que antes se tiene en cuenta la abertura por donde pasarán los cables de las baterías y cámaras y se introducen a través de la misma para su posterior conexionado exterior.

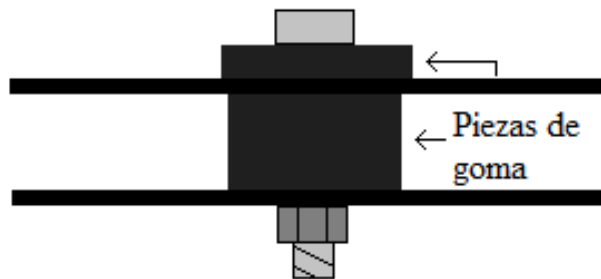


Figura 5.2: Detalle del anclaje de la placa electrónica con la carcasa exterior.

A continuación, se colocan los variadores y el sistema de GPS en la lámina superior de fibra de carbono. Los variadores son desprovistos de su carcasa para ahorrar peso y se fijan mediante bridas a través de los orificios realizados para tal fin. De la misma forma al GPS también se le quita la carcasa y se adhiere a la placa mediante tornillería y arandelas para evitar que la circuitería toque la placa. Finalmente se protege por medio de una carcasa de plástico que lo aísla del exterior.

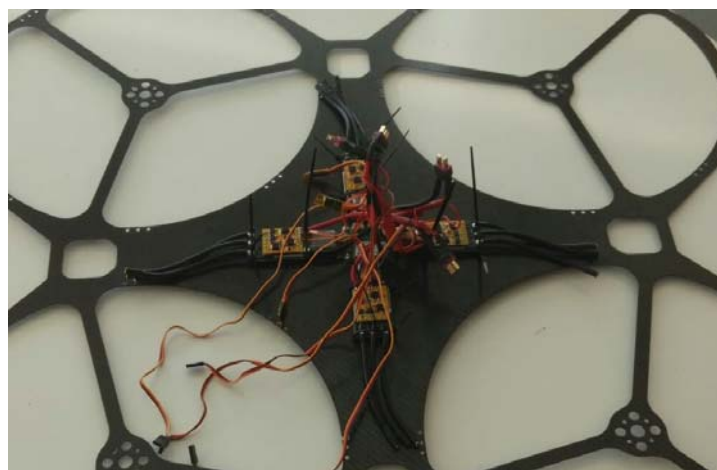


Figura 5.3: Conexionado de los variadores y el GPS a la placa exterior.

5.1.3. Anillos de refuerzo y tren de aterrizaje

Una vez están los componentes fijados sobre las láminas de fibra de carbono se procede a atornillar los anillos de refuerzo sobre las mismas. En primer lugar se fijan a la lámina inferior, así como las piezas de metal ligero de refuerzo. Mencionar que en todos los tornillos de la estructura se aplica cola fijador especial que impide que éstos se suelten debido a las vibraciones de la aeronave. Se debe tener en cuenta que las antenas de video y de telemetría y control han de pasar por los orificios adecuados y el sistema de medición de la velocidad del aire se fijara en la parte frontal a través de un orificio situado en la placa de metal ligero.

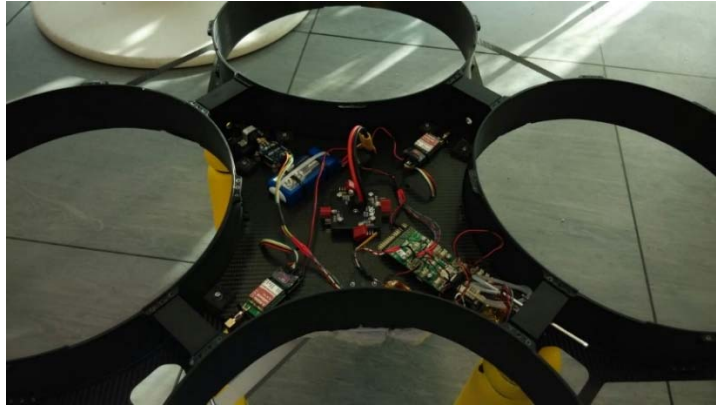


Figura 5.4: Montaje de los anillos y la placa electrónica sobre la carcasa de fibra de carbono

A continuación se debe anclar el tren de aterrizaje, debido a una mayor facilidad a la hora de montarlo si la lámina superior no está montada. Como se ha explicado previamente el tren de aterrizaje que se utiliza en las pruebas de este proyecto no es el final sino un diseño para poder tener un apoyo sobre el suelo que sea rígido y a la vez que dote de cierto amortiguamiento a la hora del contacto con el piso. A su vez, el tren de aterrizaje deberá sostener las dos baterías debido a que no ha sido diseñado tampoco la carcasa de las mismas a la conclusión de este proyecto.

Para esa finalidad se ha diseñado un sistema de cuatro barras roscadas rígidas de 5mm de diámetro que pasarán a través de un orificio situado en las placas de metal ligero que son encargadas de dotar de rigidez a la estructura y es un punto que absorbe sin rotura los golpes. Las barras se fijan mediante dos tuercas situadas una a cada lado de la placa, una de ellas con sellador incorporado que impide el movimiento. A continuación a una distancia igual al alto de las baterías se colocarán dos barras cruzadas de aluminio con nervios que las refuerzan. Se fijarán mediante tuercas y pegamento sellador.

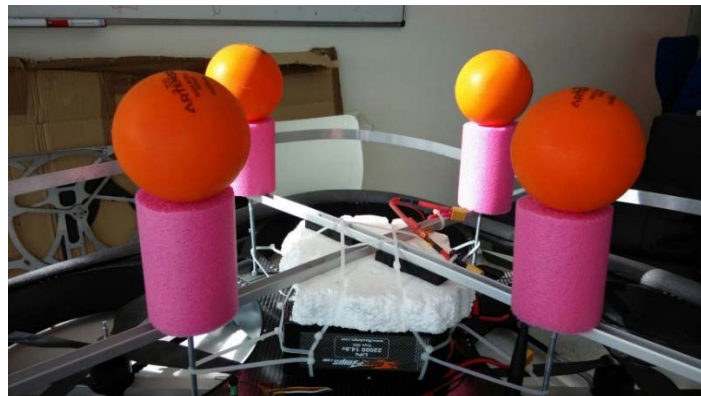


Figura 5.5: Montaje del tren de aterrizaje en la estructura.

Las baterías se colocan entre las barras y la estructura. Se fija una pieza de poliestireno expandido debajo de las mismas que incrementan su seguridad frente a golpes y se anclan a la estructura diseñada mediante bridas. Estas bridas se anclan tanto a las barras de aluminio cruzadas como a las barras roscadas que actúan de patas.

Por último se colocan unas piezas de poliestireno blando en las patas que actuará de amortiguador.

En el proceso de colocación de las baterías hay que prestar atención al cableado que sale del interior de la aeronave y que ha de ser colocado de tal forma que permita la conexión de las baterías por el exterior y de los cargadores en el proceso de carga.

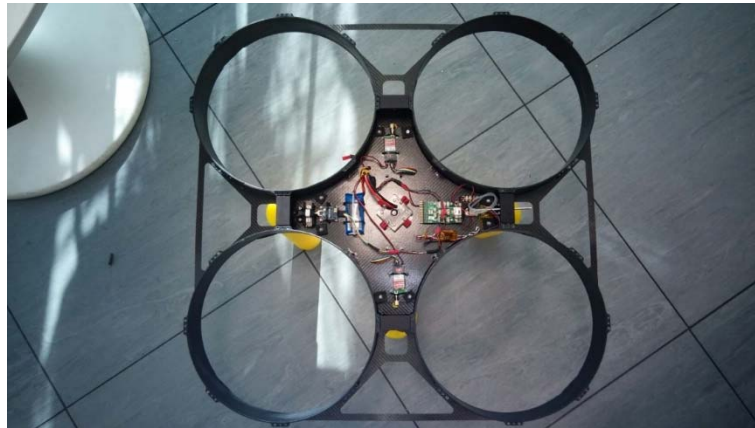


Figura 5.6: Montaje preliminar del tren de aterrizaje, los anillos de refuerzo y la placa de electrónica.

5.1.4. Motores y lámina superior

A continuación se montan los motores sobre las barras de aluminio reforzadas sobre las que irán montados. El diseño se ha cambiado del propuesto en la herramienta informática debido al poco anclaje que realizan los nervios de fibra de carbono. La barra de aluminio impide el movimiento de los motores en ningún eje y refuerza la estructura.

Se atornillan a la barra y a su vez se monta la estructura de las hélices a cada motor. Se colocan las cuatro barras sobre la lámina superior y ésta última sobre la estructura montada con anterioridad. En este momento es cuando se realizan las últimas conexiones antes de cerrar la estructura.

En primer lugar se conecta el sistema de GPS con el controlador de vuelo mediante los puertos especificados y, a continuación, se conectan los variadores situados en la lámina superior a la placa de distribución de potencia para recibir la energía y a los pines del controlador para recibir la señal que controle el movimiento. Para realizar la conexión con la PDB hay que soldar unos conectores adicionales que no vienen de fábrica en los cables de los variadores del tipo *Dean Connector* macho.

Por último se conectan los motores a los variadores, el cableado ha de pasar a través de unos orificios diseñados para la causa en las placas de refuerzo de metal ligero. También en este caso se deben soldar unos conectores del tipo *bullet* hembra a los variadores para realizar la conexión. Esta unión se hace mediante tres cables y según su colocación dependerá el sentido de giro de las hélices, por lo que en este momento hay que testar para donde gira cada motor según el dibujo explicativo en la sección de diagrama de

conexiones. Si un motor gira en sentido contrario al deseado se cambia la conexión de dos de los cables y cambiará.

Una vez hechas todas las conexiones es la hora de cerrar la estructura fijando la lámina superior de fibra de carbono a los anillos y las placas de metal ligero. Se comprueba antes de nada que todo esté en orden y se atornillan tanto la placa como las barras de los motores haciendo que todo el cableado se quede en el interior. Los cables de los motores que quedan en el exterior se fijan a la estructura mediante bridas.



Figura 5.7: Montaje final del UAV, vista trimétrica.



Figura 5.8: Montaje final del UAV, vista superior.

Se obtiene la aeronave montada y lista para la calibración previa al vuelo.

5.2. Pruebas

5.2.1. Calibración previa al vuelo

Una vez montado el UAV se requieren unas preparaciones previas al vuelo. Tanto el controlador de la aeronave como los variadores han de ser configurados de forma correcta con el objetivo de conseguir las capacidades de vuelo deseadas.

5.2.1.1. Calibración sensores IMU

Para realizar las pertinentes calibraciones y poder obtener los datos de telemetría del UAV se utiliza la herramienta QGroundControl. Un programa que permite comunicarse con el

controlador de la aeronave y modificar los parámetros de vuelo de la misma. Además se pueden observar los datos de telemetría en la pantalla del ordenador y permite ver la ubicación sobre el mapa del UAV, así como trazar rutas mediante *waypoints*. Permite cambiar el modo de vuelo y ejecutar un control automático de la aeronave.



Figura 5.9: Pantallazo de la herramienta QGroundControl en ejecución.

En primer lugar se selecciona el tipo de configuración del UAV entre las disponibles en la herramienta. En el caso del proyecto tratado se selecciona el cuadricóptero de configuración en aspa (X).



Figura 5.10: Pantalla de selección del tipo de UAV en la herramienta QGroundControl.

Previo al vuelo, en el menú correspondiente, han de calibrarse los sensores de la IMU (*Inertial Measurement Unit*), a saber: el giróscopo, el acelerómetro y el magnetómetro.

En primer lugar el giróscopo se calibra colocando la aeronave sobre una superficie plana sobre sus patas e iniciando el procedimiento en el programa. Pasados unos segundos, en los que el UAV deberá permanecer inmóvil, el sensor estará calibrado correctamente.

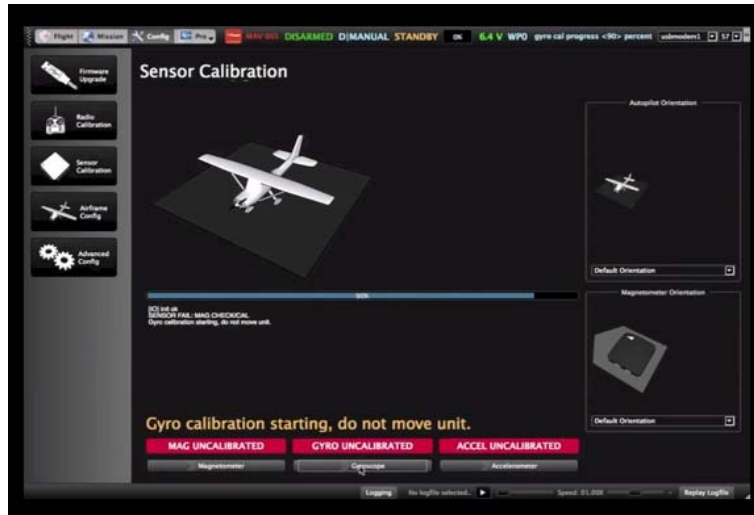


Figura 5.11: Proceso de calibración del giróscopo en la herramienta QGroundControl.

A continuación se calibra el acelerómetro para que el controlador de la aeronave sepa ubicar los tres ejes espaciales en ambas direcciones. Para realizar esta tarea hay que colocar el UAV sobre sus seis costados según nos indique el programa. Se mantendrá inmóvil en cada una de los posiciones y al finalizar el acelerómetro estará correctamente calibrado.

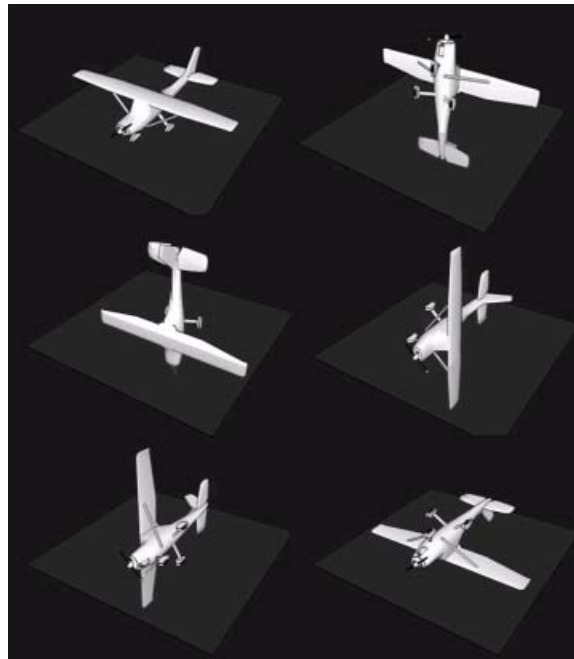


Figura 5.12: Distintas posiciones de la aeronave al calibrar el acelerómetro.

Por último se calibra el magnetómetro, este caso es más complicado ya que hay que mover el UAV por el aire describiendo ochos en su recorrido, lo cual es tarea difícil debido al peso de la aeronave. Con algo de fuerza se consigue el objetivo y después de un minuto realizando el movimiento el magnetómetro está calibrado.



Figura 5.13: Proceso de calibración del magnetómetro en la herramienta QGroundControl.

5.2.1.2. Configuración de los Variadores

A continuación se configuran los variadores para obtener las mejores prestaciones de vuelo. Existen una serie de parámetros configurables que se adecuaran al diseño del vehículo planteado.

Para realizar la configuración se pueden seguir dos procedimientos: por medio de una tarjeta programadora adquirida y que se conecta mediante cableado con los variadores y a través de comandos con el mando encargado del control del vuelo. La primera opción es la más sencilla debido al diseño de la tarjeta que mediante LEDs indica la configuración actual y a través de botones se puede cambiar. Con el mando se deben seguir las indicaciones de las instrucciones del variador para poder manejarse en el menú interno y seleccionar los parámetros adecuados.

Si se dispone de acceso al cableado de los variadores se hará mediante la tarjeta programadora que requiere de una alimentación adicional de 5 Voltios. No obstante, si la estructura está cerrada se realiza la configuración siguiendo una serie de pasos con el mando que controla el vuelo de la aeronave.

A continuación se detallan las especificaciones para el UAV diseñado. Para las especificaciones se ha utilizado la terminología inglesa, ya que así se suelen especificar en la terminología habitual del sector.

- **Brake setting (Off/soft/hard):** Parámetro que indica lo que ocurre con los motores cuando el valor del acelerador se sitúa en cero. En el caso de los multicopteros se configura en **apagado (Off)** ya que es indeseable que cuando no se esté mandando señal de aceleración las hélices dejen de rotar ya que el UAV caería de forma violenta. Las configuraciones *soft* y *hard* se aplican en el caso de vehículos de ala fija en los que se desea un paro inmediato de los motores.
- **Battery type (Lithium/NiMH):** Se selecciona el tipo de batería de la aeronave, como se ha explicado se utiliza la tecnología de iones de Litio por lo que se fija este parámetro.
- **Low Voltage Protection Mode (Soft cut/Hard cut):** Indica el comportamiento de los motores cuando el voltaje es reducido y cae por debajo de un valor predeterminado. Pueden reducir lentamente su velocidad de giro hasta realizar un

posible aterrizaje o realizar esta acción de forma abrupta por lo que la velocidad de bajada aumentaría en caso de batería baja. Se selecciona la primera opción para reducir riesgos y evitar colisiones fuertes en caso de que la carga de la batería baje de un cierto nivel, la aeronave intentaría aterrizar disminuyendo gradualmente la velocidad de los motores.

- **Low Voltage Protection Threshold** (*Low, Middle, High*): Indica el nivel de voltaje de la batería a partir del cual los motores dejarían de girar normalmente y disminuirían su velocidad dependiendo la forma de la configuración anterior. Los valores de voltaje por celda correspondientes a cada configuración son: 2.75V/3V/3.25V. Por lo que para la batería seleccionada de 8 celdas los valores serían 22V/24V/26V. Este valor dependerá de las prestaciones de la aeronave y la configuración de cada vuelo. Si se utiliza un diseño ligero en el que los motores puedan controlar de forma adecuada la aeronave incluso cuando el voltaje de la batería disminuye y, por lo tanto, se reduce la velocidad de giro de los mismos; se utilizará la configuración *Low*. Si la aeronave va más cargada con el sistema de cámaras y accesorios adicionales se configuraría en *High* debido a que los motores a bajo voltaje de la batería no serían capaces de controlar el vuelo de una manera correcta. Para las primeras pruebas en las que el diseño no es el final y con posibilidad de aligerar su chasis se utilizará la configuración *Middle*.
- **Start Mode** (*Normal/Soft/Very Soft*): Indica la aceleración inicial de los motores en su puesta en marcha, ésta se puede hacer de forma rápida por lo que girarían en el régimen indicado por el acelerador del mando inmediatamente o hacerlo de una forma más gradual. En el caso de la configuración *Soft* se alcanzaría el régimen normal en unos tres segundos y en ocho en caso del modo *Very Soft*. El modo *Normal* es preferible en vehículos de ala fija que necesitan rápida respuesta en el despegue. Los otros modos suelen ser los adecuados para multicopteros y la elección entre uno u otro dependerá del uso del usuario. En el caso del proyecto acontecido se elige el modo *Soft* que ofrece un despegue suave y rápido.

En el caso de estar la aeronave en vuelo, si el acelerador se sitúa en cero y a continuación vuelve a tomar valor en un tiempo inferior a tres segundos el *Start Mode* se cambiará temporalmente a *Normal* para evitar cualquier riesgo de colisión causada por una respuesta lenta en el acelerador. Se utiliza esta configuración principalmente en vuelos acrobáticos.

- **Timing** ($0^\circ/3.75^\circ/7.5^\circ/11.25^\circ/15^\circ/18.75^\circ/22.5^\circ/26.25^\circ$): Este valor dependerá de la estructura del motor y concretamente del número de polos magnéticos del rotor, en el caso de modelo seleccionado encontramos 14. En función del número de los mismos se especifica una configuración u otra. Dependiendo del valor de *Timing* seleccionado y el número de polos del rotor se obtendrá una respuesta diferente en el vuelo.

Configuraciones de un *Timing* bajo (0° - 10°) son para motores con un reducido número de polos en el rotor (2-8), que no es el caso del diseño propuesto. Para motores entre 2 y 4 polos se espera un buen balance de potencia y eficiencia. Para motores de 6 o más polos, con esta configuración se obtienen la mejor eficiencia y tiempo de vuelo.

Configuraciones de *Timing* medio (13° - 20°) se utilizan en motores con mayor número de polos, entre 6 y 14. Si se está en el rango de 6 a 12 polos y seleccionamos un *Timing* medio se obtendrá un buen balance de potencia y eficiencia y si se

configura en motores de 14 o más polos se obtienen una alta eficiencia y tiempo de vuelo.

Configuraciones de *Timing* alto (22°-25°) se utilizan en motores con un gran número de polos (12-20). Si el motor tiene entre 12 y 14 polos con esta configuración habrá un balance de potencia y eficiencia. Si tiene un mayor número de polos esta configuración de *Timing* se seleccionará para maximizar eficiencia y tiempo de vuelo.

En el caso del proyecto el motor seleccionado de 14 polos y para maximizar tiempo de vuelo y eficiencia se selecciona un valor del mismo entre 13° y 20°, valor de *Timing* medio. Puesto que el valor de polos está en el límite superior del rango se selecciona un valor de *Timing* situado en la misma zona, en esta caso 18.75°.

- **Governor Mode (Off/Low/High):** Cuando el *Governor Mode* está activado el variador tenderá a mantener la velocidad del motor a un valor constante. Si el mismo está a un determinado nivel y el aparato se mueve debido al control del usuario, el valor tiende a bajar debido a las fuerzas que actúan sobre las hélices en el movimiento. El *Governor Mode* se opondrá a esa bajada transmitiendo más potencia a los motores para mantener la velocidad. Esta configuración se deseará en función de la aplicación. En el caso de las pruebas a realizar a lo largo de este proyecto se desactiva esta opción.
- **PWM frequency (8KHz/12KHz):** Indica la frecuencia de la señal PWM que controla el movimiento de los motores. Para diseños con motores con un valor de la constante de velocidad alta (>900) se utiliza el valor de 12 KHz ya que ofrece un control más suave en vuelo. No obstante, también incrementa la temperatura de trabajo del variador. En el caso del UAV diseñado con un motor de baja Kv se utiliza el valor de 8 KHz.
- **Built-In BEC Output (5.25V/6V):** En caso de contar el variador con una fuente de voltaje adicional a través de un regulador se puede seleccionar el valor del mismo. El modelo seleccionado para este proyecto no dispone de esta característica por lo que la elección de este valor no es necesaria.
- **Lipo Cells (2S-12S):** Indica el número de celdas de la batería LiPO seleccionada. Se define un valor de 8 para el diseño escogido del UAV.

5.2.1.3. PID Tunning

La última preparación previa al vuelo que hay que hacer en la aeronave es lo que se denomina *PID Tuning* que consiste en modificar una serie de parámetros internos que ejecutan una rutina de control que aplica una acción correctora sobre el movimiento de la aeronave. Esto se hace para que el controlador interno pueda corregir las fuerzas opuestas al correcto movimiento de la aeronave y pueda mantener un vuelo estable y sin perturbaciones. El proceso actúa sobre los principales ejes de navegación que son Cabeceo (*Pitch*), Alabeo (*Roll*) y Guiñada (*Yaw*) para mantener siempre una posición fija si no hay órdenes y volver a la posición estable después de realizar cualquier movimiento.

La rutina de control ejecuta el algoritmo de cálculo de control PID (**P**roporcional, **I**ntegral, **D**erivativo) que se da en tres parámetros distintos. El valor Proporcional determina la reacción del error actual. El Integral genera una corrección proporcional a la integral del error, esto nos asegura que aplicando un esfuerzo de control suficiente, el error de seguimiento se reduce a cero. El Derivativo determina la reacción del tiempo en

el que el error se produce. La suma de estas tres acciones es usada para ajustar al proceso vía un elemento de control como es el movimiento de la aeronave en el espacio.

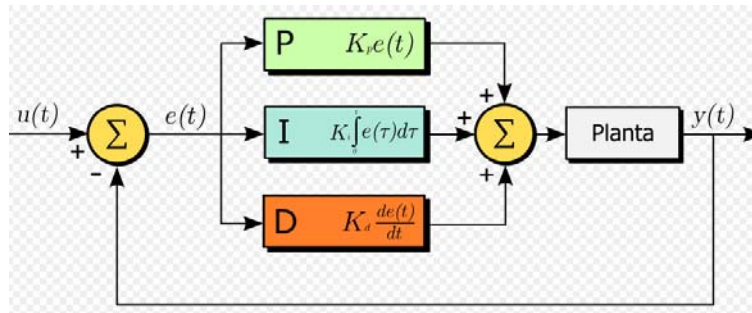


Figura 5.14: Diagrama de bloques de un control PID.

El proceso para seleccionar los correctos valores de los parámetros de control del algoritmo se detalla a continuación. Los parámetros se encuentran en la programación del controlador y pueden ser modificados a través del acceso al archivo donde se guardan o, de una forma más intuitiva, mediante la herramienta QGroundControl que nos permite el acceso a los mismos y cambio si hiciera falta.

En primer lugar explicar el significado de cada valor que se va a modificar en la rutina de control del UAV.

El controlador de la aeronave ejecuta un bucle exterior de orientación que se controla a través de los siguientes parámetros:

- Control de Alabeo (*Roll*) - **MC_ROLL_P**
- Control de Cabeceo (*Pitch*) - **MC_PITCH_P**
- Control de Guiñada (*Yaw*) - **MC_YAW_P**

Un bucle interno se ejecuta de la misma forma con tres variables de control PID independientes a cada eje, con el fin de controlar las tasas de manejo.

- Tasa de control del Alabeo (*Roll*) - **MC_ROLLRATE_P**, **MC_ROLLRATE_I**, **MC_ROLLRATE_D**.
- Tasa de control del Cabeceo (*Pitch*) - **MC_PITCHRATE_P**, **MC_PITCHRATE_I**, **MC_PITCHRATE_D**.
- Tasa de control de la Guiñada (*Yaw*) - **MC_YAWRATE_P**, **MC_YAWRATE_I**, **MC_YAWRATE_D**.

La salida del bucle externo son las tasas de control de la aeronave deseadas, por ejemplo, si el UAV debería estar nivelado pero en el momento tiene un exceso de alabeo de 30 grados, la salida de este control será compensar este efecto con una velocidad de rotación determinada. El bucle interno de control modifica el movimiento de los motores para que la aeronave gire a la velocidad angular deseada.

Las tasas de control tienen un significado intuitivo. Por ejemplo si la ganancia del **MC_ROLL_P** es 6.0 el UAV intentará compensar la desviación de 0.5 radianes (30 grados aproximadamente, valor de ejemplo) con 6 veces la velocidad angular, esto es $0.5 \cdot 6 = 3$ rad/s (~ 170 grados/s). Luego si la ganancia del bucle interno **MC_ROLLRATE_P** es 0.1 entonces la aceleración del control del alabeo será $3 \cdot 0.1 = 0.3$. Esto significa que reducirá la velocidad de los motores de uno de los lados un

Paso 2: Estabilizar las tasas de Alabeo y Cabeceo (Roll y Pitch)

Tuning ganancia P

Parámetros: MC_ROLLRATE_P, MC_PITCHRATE_P.

Si la aeronave es simétrica, como en el caso acontecido, los valores de las ganancias de *PITCH* y *ROLL* deben ser las mismas por lo cual su modificación se debe realizar al mismo tiempo.

Se mantiene el multirrotor sujeto y se aplica un empuje del 50% para que el peso de la aeronave en el aire sea virtualmente cero. Se mueve el UAV en las direcciones de *pitch* y *roll* y se observa la respuesta. Debería tratar de oponerse al movimiento sin llegar a nivelarse. Se incrementan lentamente los parámetros MC_ROLLRATE_P y MC_PITCHRATE_P hasta que la aeronave comience a oscilar. En ese momento se baja su valor aún más finamente hasta que deje de oscilar. El valor típico de estas variables es en torno a 5-7.

Tuning ganancia D

Parámetros: MC_ROLLRATE_D, MC_PITCHRATE_D

Se utilizan estos parámetros para eliminar las pocas oscilaciones que se mantengan del proceso anterior. Se debe incrementar su valor ligeramente comenzando por 0.001. Si los motores presentan movimientos nerviosos es que se ha rebasado el valor adecuado y se debe disminuir. El valor típico de estos parámetros es de 0.001-0.003.

Paso 3: Estabilizar los ángulos de Alabeo y Cabeceo (Roll y Pitch)

Tuning ganancia P

Parámetros: MC_ROLL_P, MC_PITCH_P.

Se fijan estas variables a un valor pequeño como por ejemplo 3.

Se mantiene el multirrotor suspendido en el aire y se aplica un empuje del 50% para que el peso sea virtualmente 0. Se mueve el UAV en las direcciones de *pitch* y *roll* para observar su respuesta. Debería poco a poco volver a nivelarse. Se incrementa el valor del parámetro hasta que la aeronave comience a oscilar, una vez en este punto se disminuye ligeramente el valor para eliminar este efecto indeseado. Una vez se obtiene una respuesta estable se recomienda un tuneado más fino de las variables MC_ROLLRATE_P y MC_PITCHRATE_P de nuevo.

Paso 4: Estabilizar la tasa de Guiñada (Yaw)

Tuning ganancia P

Parámetros: MC_YAWRATE_P.

Se sujeta el multirrotor estable en el aire y se incrementa el empuje hasta el 50% hasta que el peso de la misma sea virtualmente 0. Se gira en torno a su eje de guiñada rotándolo en ambas direcciones de giro y se observa su respuesta. El sonido de los motores ha de cambiar y la aeronave tratará de compensar el movimiento. La respuesta será más débil que en el caso de *pitch* y *roll*. Se incrementa lentamente el valor del parámetro hasta que empieza a oscilar el UAV, en ese momento se disminuye ligeramente hasta terminar con este efecto. El valor típico de este parámetro es en torno a 0.2-0.3.

Paso 5: Estabilizar el ángulo de Guiñada (Yaw)

Tuning ganancia P

Parámetros: MC_YAW_P.

Se define un valor bajo al parámetro, por ejemplo, 1. Se mantiene la aeronave en el aire y se incrementa el empuje hasta el 50%. Se rota la misma sobre su eje de guiñada y se observa la respuesta. Debería volver lentamente hasta la posición inicial, se incrementa el valor de MC_YAW_P hasta que la aeronave comienza a oscilar, en ese momento se disminuye ligeramente hasta tener un control firme y sin oscilaciones. El valor típico es de 2-3.

Tuning de Feed Forward

Parámetros: MC_YAW_FF.

Este parámetro no es crítico y se puede modificar en vuelo, en el peor de los casos la respuesta al movimiento indeseado de yaw será lenta o demasiado rápida. Se modifica su valor hasta tener la respuesta adecuada. El rango válido es entre 0 y 1. El valor típico es de 0.8-0.9, no obstante para una grabación de video óptima (como es el objetivo del proyecto) el valor debe ser más bajo para una respuesta más suave.

Los valores calculados y definidos en el controlador del UAV diseñado son los siguientes:

PARÁMETRO	VALOR
MC_PITCHRATE_D	0.009
MC_PITCHRATE_I	0
MC_PITCHRATE_P	0.425
MC_PITCH_P	5.25
MC_ROLLHRATE_D	0.009
MC_ROLLHRATE_I	0
MC_ROLLHRATE_P	0.425
MC_ROLL_P	5.25
MC_YAWHRATE_D	0
MC_YAWHRATE_I	0
MC_YAWHRATE_P	0.2
MC_YAW_FF	0.5
MC_YAW_P	5

Una vez estimados los valores adecuados se tiene un UAV preparado para las pruebas de vuelo pertinentes. Será capaz de mantener una posición estable en el aire y combatir fuerzas externas que interfieran en el movimiento normal. Se procede entonces a realizar los primeros test de la aeronave.

A continuación se procede a testar el funcionamiento del UAV. Se comprobará si efectivamente cumple los requisitos que se pretendían alcanzar en su diseño. La fase de pruebas se dividirá en dos partes. Primero se analizará el consumo de la aeronave en tierra para poder hacer una estimación del tiempo de vuelo autónomo. A continuación se probarán las actitudes de vuelo del UAV tanto en modo manual controlado por el usuario como en los distintos modos automáticos que permite el controlador.

5.2.2. Test de consumo

Para poder hacer una estimación de la duración efectiva de vuelo de la aeronave se procederá a medir la corriente que circula por los motores a distintas configuraciones de vuelo.

Para realizar la prueba se conecta un multímetro digital a unos de los puntos de flujo de corriente, concretamente en el conector del variador que se puede desenchufar para realizar la instalación en serie del multímetro, esta parte del circuito se utiliza como sistema manual antiSpark de los variadores. Por este punto pasará la totalidad de la corriente cuando un motor está en funcionamiento.

Por motivos de seguridad la prueba se realiza sobre un motor y, posteriormente, se extrapolarán los resultados a los cuatro que conforman la aeronave. Lo que se simula en la prueba es un vuelo estático en el que la nave queda suspendida en el aire, debido a la imposibilidad de mover el aparato y realizar el test al mismo tiempo.

Se deja una distancia debajo del motor para evitar cualquier posible turbulencia y simular la situación de vuelo del UAV.



Figura 5.16: Montaje realizado para medir la corriente que circula por un motor en funcionamiento.

La prueba se lleva a cabo realizando el encendido de uno de los motores, a la vez se irá variando la señal de empuje que se transmite con el mando para observar el consumo a lo largo del rango de vuelo. Debido a que el multímetro utilizado solo puede medir hasta 10 Amperios, no se puede llegar al límite superior del acelerador debido a que se quemaría la circuitería del mismo por lo que se limita al 70% que es un valor adecuado para obtener una simulación de vuelo estático del UAV, debido a que éste se queda suspendido con un 50% del empuje disponible.

Para realizar la variación del empuje de los motores se limita por cada medida el máximo del acelerador a un porcentaje, posteriormente se enciende el sistema y se evalúa el consumo por cada porcentaje independiente.

Los resultados obtenidos son los siguientes:

Acelerador (%)	Corriente (A)	Acelerador (%)	Corriente (A)	Acelerador (%)	Corriente (A)
25	1,5	54	6,32	62	7,45
30	2,2	55	6,5	63	7,65
35	2,9	56	6,8	64	7,75
40	4	56	6,8	65	8
45	5	57	6,85	66	8,3
50	6	58	7,05	67	8,6
51	6,05	59	7,2	68	9
52	6,1	60	7,3	69	9,5
53	6,21	61	7,4	70	9,8

Tabla 5-1: Valores medidos de la corriente por motor variando el empuje.

Los datos obtenidos son los deseados ya que el UAV para mantener el vuelo estático consumirá una corriente de entre 6 y 10 Amperios. Dependiendo del peso adicional o las condiciones del entorno se necesitará aplicar más velocidad o menos a los motores. Con estos resultados extrapolados a cuatro motores se obtiene un consumo en vuelo estático de entre 24 y 40 Amperios que era la estimación realizada en el simulador.

Debido a que la carga total de la batería cuando ésta está al máximo es de 22000 mAh y suponiendo un consumo de corriente medio de 30 Amperios cuando el UAV se encuentra suspendido en el aire se calcula un tiempo estimado de vuelo de en torno a 40 minutos aproximadamente que es un resultado bastante aceptable. Si se incrementa el peso de la aeronave añadiendo sistemas complementarios, cabe mencionar que la autonomía se vería reducida.

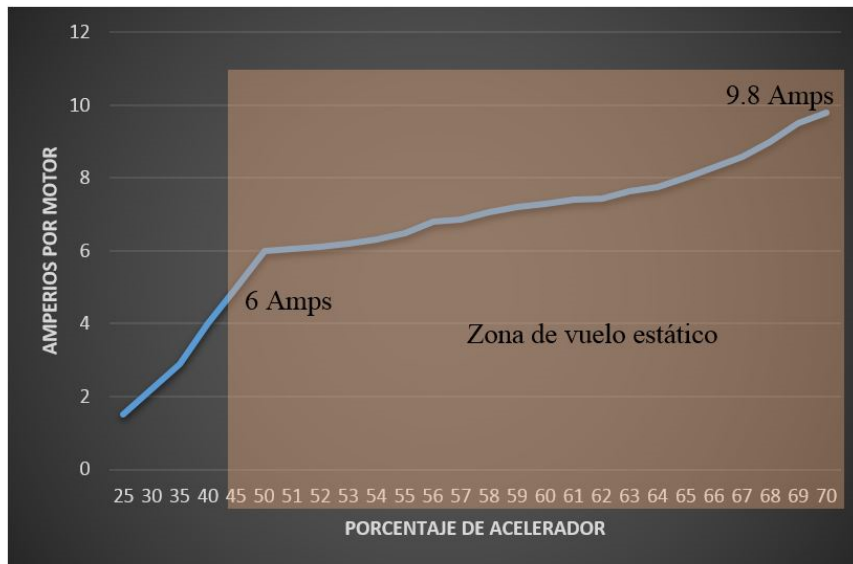


Figura 5.17: Gráfica con los resultados obtenidos de consumo, remarcando la zona de vuelo estático.

5.2.3. Pruebas de vuelo

Por último queda testar el comportamiento de la aeronave en vuelo. Para ello se diseñan una serie de pruebas que permitan observar las habilidades que se requieren en su diseño.

5.2.3.1. Vuelo manual

En primer lugar se prueba el vuelo mediante control manual y que efectivamente el UAV responde ante los distintos comandos. Para realizar el control de la aeronave se utiliza un sistema de Joystick separado en dos módulos. El primero es la palanca que controla el movimiento en el espacio de la aeronave mediante sus tres ejes (*pitch*, *roll*, *yaw*). El segundo módulo es el acelerador que se encuentra en forma de palanca gradual y que permite un control fino del mismo y la capacidad de dejar su posición en un punto fijo para mantener la aeronave suspendida.

La configuración del control y la comunicación se realiza en el proyecto paralelo desarrollado por Guadalupe Crespo.



Figura 5.18: Mando utilizado para el control del UAV.

Se prepara el UAV para el vuelo y se realiza la rutina de encendido de todos los sistemas. Una vez se consigue la conexión entre la aeronave y la estación portátil se procede en primer lugar a la desactivación del botón de seguridad, que imposibilita el giro de los rotores. A continuación se realiza el armado de los motores mediante el comando del mando cuya programación es hacerlo girar en un *yaw* positivo máximo durante un segundo. Finalizado este paso ya se puede proceder a la prueba de vuelo.

Se testará, primeramente, si la aeronave tiene capacidad de elevarse por sí misma a través del empuje de los motores. La altura de este primer vuelo no será considerable para evitar riesgos ya que solo se quiere comprobar si efectivamente vuela.

A través de la variación del empuje mediante el mando se observa la rotación de las distintas hélices y elevando el mismo por encima del umbral del 50% se observa que la aeronave comienza a despegarse del suelo y se comprueba que los cálculos son correctos para que los motores eleven el conjunto de la estructura.

Durante esta primera experiencia de vuelo se observan ciertas características del mismo. El sonido que generan los motores es alto debido a la estructura de anillos protectores, se evaluará a posteriori si este aspecto es importante. A una altura baja de vuelo, 10-20 centímetros las inestabilidades provocadas por las fuertes corrientes de viento que generan las hélices son grandes, para un mejor vuelo y manejo se requiere una altura mayor. La aeronave debido a estas fuerzas ajenas presenta una ligera deriva aleatoria dependiendo de cada prueba. Se espera su mejora conforme se aumente la altura de vuelo.



Figura 5.19: Fotograma de prueba de vuelo a una distancia corta del suelo.

La siguiente prueba a realizar es el control del UAV a una altura mayor a la anterior y ser capaz de mantenerse estable suspendido a un metro de altura. De nuevo se siguen los pasos para realizar la rutina de encendido y armado del UAV. Se procede, a continuación, a repetir la misma rutina anterior pero esta vez no se detendrá el despegue hasta situarse a una altura de un metro.

Se mantiene la posición durante unos segundos y se aterriza la aeronave. Durante esta prueba se observan cambios con respecto a la anterior. Debido a situar el UAV a una altura mayor las turbulencias que provocan los rotores no afectan tanto al vuelo por lo que la aeronave se mantiene más estable y las derivas observadas disminuyen. Debido a la disminución de las fuerzas que se oponen al correcto movimiento el porcentaje del acelerador que hay que mantener para permanecer suspendido es menor que a una altura más cercana al suelo. Se observa un vuelo como el esperado, el UAV se mantiene de forma estable en el aire fijo sobre una posición y con mínimas derivas.

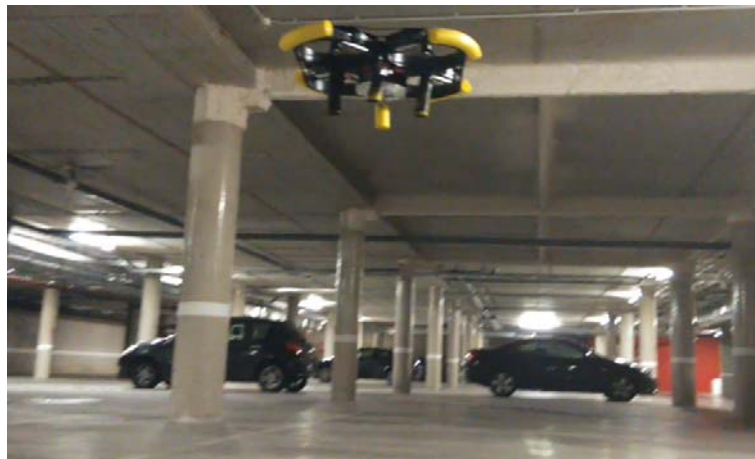


Figura 5.20: Fotograma de prueba de vuelo a una distancia larga del suelo.

Por último se realizan las pruebas para observar el correcto control de la aeronave a través de los tres ejes (*roll*, *pitch* y *yaw*) mediante el uso del mando. De nuevo se realiza la rutina de encendido y se procede a comprobar el uso del joystick para el control.

A una altura de aproximadamente un metro y suficientemente alejado el UAV de cualquier posible obstáculo se procede a girar sobre los ejes de *pitch* y *roll* el aparato. Para evitar riesgos se limita el ángulo de giro máximo a un 30% del total programado por lo que los movimientos serán suaves y lentos.

Variando la posición del joystick se comprueba que efectivamente el UAV sigue las directrices y realiza de forma correcta los giros, se inclina ligeramente y mantiene esa

posición hasta soltar el mando, después de la cual vuelve a su estado horizontal de forma rápida y sin oscilaciones debido a la buena configuración.

También se realiza el test de giro sobre el eje de guiñada (*yaw*), para ello se rota el joystick para ambos lados y se comprueba que el UAV gira sobre sí mismo cambiando la dirección del frontal.

La prueba es un éxito y a la final de la cual se obtiene un UAV del tipo cuadricóptero capaz de realizar un vuelo estable y ser controlado mediante un piloto a distancia usando un mando de forma manual en todos los ejes del espacio.



Figura 5.21: Fotograma de prueba de vuelo de maniobrabilidad.

5.2.3.2. Vuelo automático

Una vez se tiene el control del aparato de forma manual se procede a testear las capacidades de vuelo automático que ofrece el controlador. Mediante los botones configurados del mando se puede modificar el modo automático. Se pueden seleccionar distintas configuraciones: Control de altitud, control de posición, vuelta al punto de despegue y navegación mediante *waypoints*.

Debido a la peligrosidad de dejar el control de la aeronave al controlador de forma automática se requiere una zona de pruebas extensa para evitar cualquier tipo de daño. Se realiza el testado de las capacidades manuales de nuevo para ver el comportamiento del UAV y si es capaz de mantener un vuelo estable y sin problemas. A continuación se procede a probar el control de altura, que estando el UAV a una altura determinada el controlador deberá ser capaz de mantenerla sin necesidad de órdenes por parte del piloto.

Se activa el modo mediante el botón correspondiente y se observa que la aeronave se mantiene sin ninguna instrucción dada. Se observa una ligera deriva en el movimiento pero el vuelo es estable y correcto. A continuación, se prueba la vuelta al modo manual pulsando el botón adecuado del mando, en este punto se observan problemas debido a que no hay forma de conocer en qué punto se había quedado el acelerador por lo que la transición no es todo lo suave como se esperaría y el UAV pierde altura en este proceso. Hay que realizar una mejora de esta iteración que no incumbe a lo tratado en este proyecto.



Figura 5.22: Fotograma de video desde el UAV en prueba de vuelo automático.

Se prueba también el modo de control de posición obteniendo los mismos resultados. La navegación mediante *waypoints* y distintos modos que requieren de posicionamiento GPS no se ha podido llevar a cabo su testeo debido que para el mismo se necesita poseer acceso a internet en el punto de vuelo. Esto es debido a que se necesita cargar el mapa en la herramienta QGroundControl para poder observar la posición del UAV y realizar la ruta mediante el mismo.

Tras este punto se puede dar por concluido el proyecto debido a que la aeronave diseñada cumple los requisitos propuestos al comienzo del mismo. El UAV realiza un vuelo estable y robusto y es capaz de ser controlado tanto manual como automáticamente por parte de un piloto en posición remota. Todavía queda un largo proceso hasta tener el diseño final pero se ha avanzado en gran medida en su desarrollo.

6. Conclusiones y Trabajo futuro

6.1. Conclusiones

Una vez finalizado el trabajo de desarrollo del sistema UAV del tipo cuadricóptero se evalúan los resultados obtenidos haciendo una comparación con las especificaciones previas deseadas expuestas en la introducción del proyecto.

El primer objetivo era que la aeronave con el diseño propuesto pudiera despegar del suelo y mantener el vuelo durante un periodo considerable de tiempo de una forma adecuada, objetivo conseguido en un principio. A partir de ahí comenzaba el proceso de calibrado y mejora de las prestaciones.

La aeronave debía mantener un vuelo estable y robusto y permanecer suspendida en el aire en un punto tridimensional fijo. Se ha conseguido este requisito gracias a la calibración de sensores realizada y a la correcta configuración de los parámetros del controlador de vuelo. Se ha conseguido un vuelo a una altura razonable del UAV manteniendo su posición fija sin oscilaciones ni perturbaciones.

El UAV debía ser capaz de transportar una carga adicional de unos 2-3 Kilogramos. En la simulación realizada los resultados obtenidos cumplen con el requisito. Una vez fabricado y montado el prototipo se ha podido observar que el diseño realizado es capaz de transportar una carga de al menos 1.5 kilogramos más. Esto se ha comprobado debido a que el diseño estructural no es el final y es más pesado que en las apreciaciones previas. Se han realizado vuelos en los que el UAV se ha mantenido en el aire con una carga superior a los 7 kilogramos planificados en la versión estándar de la aeronave.

La autonomía de vuelo del UAV era un factor crítico y debía maximizarse este valor. Debido a los requisitos energéticos del sistema rotor se ha utilizado una fuente de potencia de gran capacidad. El peso de las baterías es alto pero se optimiza el rendimiento en cuanto a tiempo de vuelo. Después de las pruebas de consumo realizadas con el UAV en posición estática y en tierra se puede observar que el requisito de autonomía se cumple, pudiendo llegar a obtener vuelos en los que predomine la posición estática de más de la media hora propuesta al inicio de este proyecto.

La aeronave debía ser capaz de volar tanto en entornos exteriores como en interiores. Se impone una limitación de tamaño de 75 centímetros entre dos costados para que el UAV sea capaz de navegar en zonas estrechas. Este ha sido un punto crítico del diseño ya que los distintos módulos que componen la aeronave se han tenido que adaptar y es la principal innovación de este proyecto. No existe ningún UAV en el mercado con el tamaño del diseñado capaz de soportar tanta carga y ser capaz de volar durante el tiempo que lo hace el planteado. Se ha testado correctamente el vuelo en ambos entornos.

Se ha incluido un sistema GPS para proporcionar vuelo automático. Se ha testado su funcionamiento y la implementación es correcta pudiendo ofrecer distintos modos de actuación y ser capaz de navegar en entornos distintos. Debido a la necesidad de una conexión a Internet para la navegación por ruta y no disponer de ella en el entorno de pruebas ha sido imposible realizar la prueba a la conclusión de este proyecto.

A tenor de los resultados obtenidos se concluye que el proyecto ha sido todo un éxito y se ha podido llegar a una etapa avanzada en el diseño del UAV. Hay mucho trabajo por delante en el desarrollo del mismo y falta perfeccionar sus prestaciones.

Se ha obtenido una aeronave que cumple los previos del proyecto y se han desarrollado módulos adicionales que mejoran su funcionamiento. El proyectando ha adquirido conocimientos avanzados del tema sobre el que versa el proyecto, teniendo un entendimiento profundo de todos los distintos módulos y componentes que forman esta clase de vehículos.

Ha sido una experiencia enriquecedora para la parte del proyectando alumno debido al interés del tema tratado y, además, ha podido colaborar con una empresa y conocer de forma directa la dinámica y el entorno de trabajo. Además del aprendizaje extra y la experiencia que proporciona trabajar con profesionales de alto nivel a lo largo del desarrollo de este proyecto.

6.2. Trabajo Futuro

Aunque se haya conseguido una plataforma UAV capaz de volar, todavía queda mucho trabajo por hacer y mejorar. La versión del diseño a la finalización de este proyecto no es la definitiva y ha de ser sometida a numerosos cambios y pruebas para poder obtener un producto comercializable.

Se realizará una modificación estructural del diseño planteado, se modificarán algunas piezas y se adecuarán algunas que han sido diseñadas y fabricadas en el desarrollo. Se tendrán en cuenta las experiencias de vuelo obtenidas a lo largo de las distintas pruebas para el diseño de una aeronave lo más segura posible. Se fabricará la plataforma del tren de aterrizaje según los datos planteados.

Se instalará en la aeronave el sistema *AntiSpark* diseñado a lo largo de este proyecto y se probará su correcto uso. Esto dotará a la aeronave una rutina de encendido más rápida y segura.

Se realizarán pruebas de vuelo sometiendo a la aeronave a situaciones adversas como lluvia y viento una vez se obtenga la estructura definitiva. Se testará si es capaz de mantener un vuelo estable bajo estas condiciones.

Se realizarán pruebas de consumo durante el vuelo. Gracias a la inclusión de un sistema sensor la telemetría de la batería se podrá conocer en cada momento el consumo de la aeronave. El sensor está instalado y falta realizar el correcto conexionado con el controlador y la configuración de sus parámetros.

Se realizarán pruebas de vuelo en interiores. Aunque ya se ha probado el vuelo dentro de edificios se realizarán pruebas en entornos más estrechos y se testará su manejo y robustez en estas condiciones.

Se realizarán las pruebas de navegación con el GPS. Obteniendo un enlace a internet en la zona de pruebas se testarán los modos de vuelo automático que faltan por probar y se programará una ruta a seguir por el UAV comprobando el correcto funcionamiento del sistema de “waypoints”.

Se realizarán pruebas con el nuevo diseño en las que se incluirá un peso adicional en la aeronave y se comprobará el correcto vuelo de la misma, así como su consumo con la carga adicional.

Referencias

- [1] P. Fahlstrom y T. Gleason, Introduction to UAV systems, Wiley, 2012.
- [2] K. Penga, G. Caib, M. Chenb, M. Dongb, K. Yew Luma y T. H. Leeb, «Design and implementation of an autonomous flight control law for a UAV helicopter,» *Automatica*, vol. 45, nº 10, p. 2333–2338, 2009.
- [3] G. Zhou, C. Li y P. Chen, «Unmanned aerial vehicle (UAV) real-time video registration for forest fire monitoring,» *Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2005. IGARSS '05. Proceedings. 2005 IEEE International*, vol. 3, pp. 1803 - 1806, 2005.
- [4] R. Beard, D. Kingston, M. Quigley, D. Snyder, R. Christiansen, W. Johnson, T. McLain y M. A. Goodrich, «Autonomous Vehicle Technologies for Small Fixed-Wing UAVs,» *Journal of Aerospace Computing, Information and Communication*, vol. 2, nº 1, pp. 92-108, 2005.
- [5] M. A. Naqvi, H. Shah, A. Ali y F. Naeem, «Design and development of a small scale fixed wing aerial vehicle for over the hill missions in urban warfare,» de *ApplieSciences and Technology (IBCAST), 2014 11th International Bhurban Conferenc*, Islamabad, 2014.
- [6] P. Ifju, M. Waszak y L. N. Jenkins, «Stability and control properties of an aeroelastic fixed wing micro aerial vehicle,» de *Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit*, Montreal, 2001.
- [7] S. D. Hanford, L. N. Long y J. F. Horn, «A Small Semi-Autonomous Rotary-Wing Unmanned Air Vehicle (UAV),» de *Infotech Aerospace*, Arlington, Virginia, 2005.
- [8] W. Z. Stepniewski y C. N. Keys, Rotary-wing Aerodynamics, Courier Corporation, 1984.
- [9] «Arcas,» [En línea]. Available: <http://www.arcas-project.eu/>. [Último acceso: 20/ 1/ 2015].
- [10] F. Caccavale, G. Giglio, G. Muscio y F. Pierri, «Adaptative control for UAVs equipped with robotic arm,» de *19th IFAC World Congress*, Cape Town, 2014.
- [11] A. Technology, «Atlante UAV,» [En línea]. Available: <http://www.airforce-technology.com/projects/atlante-uav/>.
- [12] Indra, «Pelicano,» [En línea]. Available: http://www.indracompany.com/sites/default/files/PELICANO_Esp_0.pdf. [Último acceso: 01/ 20/ 2014].
- [13] Thales, «Fulmar,» [En línea]. Available: <https://www.thalesgroup.com/es/espana/fulmar>. [Último acceso: 01/ 20/ 2015].
- [14] R. D'Andrea, «Institute for Dynamics and System Control,» [En línea]. Available: http://www.idsc.ethz.ch/Research_DAndrea/Archives/Flying_Machine_Enabled_Construction. [Último acceso: 2015].
- [15] E. Zurich, «Flying Machine Arena,» [En línea]. Available: <http://flyingmachinearena.org/research/>. [Último acceso: 2015].
- [16] J. Gebauer, P. Koci y P. Sofer, «Multicopter Potencialities,» de *Carpathian Control Conference (ICCC), 2012 13th International*, High Tatras, 2012.
- [17] R. Mahony, V. Kumar y P. Corke, «Multirotor Aerial Vehicles: Modeling, Estimation, and Control of Quadrotor,» *Robotics – Automation Magazine IEEE*, vol. 19, nº 3, pp. 20-32, 2012.
- [18] K. Hyeon, J. Heon Sul, C. Kil To y L. Deok Jin, «Dynamic Modeling and Control Techniques for Multi-Rotor Flying Robots,» *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers A*, vol. 38, nº 2, pp. 137-148, 2014.
- [19] L. R. Garcia Carrillo, A. E. Dzul López, R. Lozano y C. Pégard, Quad Rotorcraft Control : Vision-Based Hovering and Navigation, Londres: Springer, 2013.

- [20] «APM Copter,» 3DRobotics, [En línea]. Available: <http://copter.ardupilot.com/?lang=es>. [Último acceso: 2015].
- [21] R. S. F. Baranek, «Modelling and control of a hexa-copter,» de *Carpathian Control Conference (ICCC), 2012 13th International*, High Tatras, 2012.
- [22] A. A. Matthew, «Octo-Copter Structural Design,» *Department of Mechanical Engineering, Degree of Bachelor of Engineering National University of Singapore*, 2013.
- [23] M. Villani, M. Tursini, G. Fabri y L. Castellini, «High Reliability Permanent Magnet Brushless Motor Drive for Aircraft Application,» *Industrial Electronics, IEEE Transactions on*, vol. 59, nº 5, pp. 2073-2081, 2011.
- [24] A. Sanchez, L. R. García Carrillo, E. Rondon, R. Lozano y O. García, «Hovering Flight Improvement of a Quad-rotor Mini UAV Using Brushless DC Motors,» *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 61, nº 1-4, pp. 85-101, 2011.
- [25] CochesRC, «Motor eléctrico brushless: Funcionamiento y características,» [En línea]. Available: <http://www.cochesrc.com/motor-electrico-brushless-funcionamiento-y-caracteristicas-a3607.html>. [Último acceso: 2015].
- [26] «Brushless DC Motor Control Made Easy,» *Ward Brown Microchip Technology*.
- [27] RCModelsWiz, «ELECTRONIC SPEED CONTROLLERS (ESC),» [En línea]. Available: <http://www.rcmodelswiz.co.uk/electronic-speed-controllers-esc/#.VMIoXUeG8pp>. [Último acceso: 2015].
- [28] M. Higgins, «rctruckstop,» [En línea]. Available: <http://rctruckstop.com/2011/12/15/brushless-motors-sensored-vs-sensorless/>. [Último acceso: 2015].
- [29] stefanv, «An Electronic Speed Control Primer,» [En línea]. Available: <http://www.stefanv.com/electronics/escprimer.html>. [Último acceso: 2015].
- [30] J. Stockton, B. Bettinger, A. Arena, R. Gaeta y J. Jacob, «Design and Manufacturing of Composite Propellers for SUAS,» de *51st AIAA Aerospace science meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, Grapevine, Texas, EEUU, 2013.
- [31] «Barnard Microsystems,» [En línea]. Available: <http://www.barnardmicrosystems.com/UAV/engines/propellers.html>. [Último acceso: 2015].
- [32] P. Bristeau, M. Philippe, E. Salaün y N. Petit, «The Role of Propeller Aerodynamics in the Model of a Quadrotor UAV,» de *Proceedings of the European Control Conference*, Budapest, Hungría, 2009.
- [33] Sensenich, «Reliable, Efficient Fixed and Variable Pitch UAV Propellers,» [En línea]. Available: http://www.sensenich.com/files/documents/Application_Guides_UAV_Propeller_Brochure_1322768982.pdf. [Último acceso: 2015].
- [34] RCHelicopter, «Understanding RC LiPo Batteries,» [En línea]. Available: <http://www.rchelicopterfun.com/rc-lipo-batteries.html>. [Último acceso: 2015].
- [35] M. Brain, «How Lithium-ion Batteries Work,» [En línea]. Available: <http://electronics.howstuffworks.com/everyday-tech/lithium-ion-battery1.htm>. [Último acceso: 2015].
- [36] J. McPherson, «Complete Guide to Lithium Polymer Batteries and LiPo Failure Reports,» [En línea]. Available: <http://www.rcgroups.com/forums/showthread.php?t=209187>. [Último acceso: 2015].
- [37] B. Schneider, «A guide to LiPo Batteries,» [En línea]. Available: http://www.rcaces.org/RC%20Aces%20News%20Letter/A_Guide_to_LiPo_Batteries.pdf. [Último acceso: 2015].
- [38] L. Sahavaneh y M. Jarrah, «Development and calibration of low cost IMU for UAV applications,» de *Mechatronics and its Applications 5th International Symposium*, Amman, Jordania, 2008.
- [39] A. Luna, «España aprueba un decreto de regulación de UAV,» [En línea]. Available: <http://jsk-sde.blogspot.com.es/2014/07/espana-aprueba-decreto-ley-que-regula.html>.
- [40] L. Femmine, «Luz verde para el uso de drones en España,» [En línea]. Available: http://economia.elpais.com/economia/2014/07/04/actualidad/1404487378_265919.html.
- [41] «Cálculo del empuje estático,» [En línea]. Available: http://adamone.rchompage.com/calc_thrust.htm. [Último acceso: 2015].

[42] M. Mueller, «eCalc,» [En línea]. Available: www.ecalc.ch/. [Último acceso: 2015].

[43] "PX4 Autopilot Platform," [Online]. Available: <http://pixhawk.org/>. [Accessed 2014].

Anexos

A Manual de encendido

En primer lugar se realiza el encendido de la electrónica encargada de telemetría y control, para este proceso, sin arrancar el programa en el ordenador y con el módulo XBee de la estación de control no enchufado, así como el mando; se conecta el conector de la batería pequeña de la unidad Toruk.



Figura A0.1: Cableado de conexión de la batería de la electrónica.

Una vez que se observa que se ha inicializado correctamente mediante un parpadeo largo del piloto del controlador de la aeronave, se conecta el módulo XBee de la estación base así como el mando y se arranca el programa. En este momento ya se tendrá el enlace realizado y una vez comprobado que éste es el correcto se procede al conexionado del sistema propulsor.

En primer lugar se asegura que el sistema *antispark* está desenchufado (**¡Importante! Sino recibiremos un chispazo durante la conexión**), a continuación se procede a enchufar las dos baterías por separado mediante los conectores amarillos XT60. Se deberá notar un pequeño movimiento de inicialización de motores acompañado de una serie de pitidos de los variadores para comprobar que todo es correcto. Una vez se terminen los pitidos se enchufa el conector del *antispark*, para dejar pasar toda la energía (No olvidar este último paso, no funcionarían los motores y se corre el riesgo de quemar el circuito).



Figura A0.2: Cableado de conexión de las baterías de potencia.

Una vez realizados los pasos anteriores se tendrá operativa para el vuelo la aeronave y se podrá controlarla a través del mando y recibir datos de telemetría en la estación de control.

Para proceder al armado se presiona durante un segundo el botón del *safety switch* (situado en la parte superior de la aeronave), se observa que el parpadeo pasa a ser más rápido que en estado seguro. Para armarla se efectúa un movimiento de Yaw del 100% durante un segundo, el parpadeo del piloto del safety Switch pasará a ser una luz fija. A partir de este punto el UAV ya podrá volar rotando los motores según las indicaciones del mando.



Figura A0.3: Botón de Safety Switch.

B Manual de carga de baterías

Batería de electrónica

Se utilizará para esta carga una fuente de tensión que provea de 11 a 18 Voltios. Se conecta el cargador a la fuente de tensión y con esta última encendida se procede a conectar, en primer lugar, el cable correspondiente a los datos de telemetría de la batería y a continuación, el cable correspondiente a la entrega de potencia. Posteriormente, se selecciona la configuración de nuestra batería (por defecto se encuentra cargada la de la batería seleccionada). Se comienza el proceso de carga pulsando durante un segundo el botón START, el cargador procederá a verificar la configuración seleccionada y pulsando de nuevo el botón START comenzará la carga. Este proceso se realiza a 1 amperio, por lo que la batería (en caso de descarga completa) se cargará en una hora. Cuando acabe este proceso el cargador avisará mediante una serie de pitidos y en ese punto se presiona el botón STOP. Se procede a desconectar tanto el cable de telemetría como el de potencia y se apaga la fuente.

Batería de los motores

Para la carga se utilizará una fuente que provea 24 Voltios y un alto nivel de corriente, debido a la alta capacidad de la batería, el flujo de corriente debe ser alto para cargar la batería en un tiempo adecuado. Se conecta la fuente de tensión al cargador y encendemos la primera, a continuación, se procede a enchufar tanto el cableado de telemetría como el de potencia de ambas baterías. Seleccionamos la configuración de la carga de nuestra batería, por defecto se encuentra la correspondiente al modelo ubicado en la aeronave. A continuación se comienza la carga pulsando el botón *Enter* (start/stop) durante un breve periodo de tiempo. El cargador comprobará que la configuración es la correcta y pulsando de nuevo el botón *Enter* (start/stop) comienza la carga, este último proceso ha de realizarse para las dos baterías cambiando entre canal (batería) pulsando el botón CH. Un indicador parpadeante en la correspondiente pantalla nos señalará el canal en el cual se encuentra el usuario. Una vez finalizado el proceso el cargador avisará mediante una serie de pitidos y terminará la carga. Se pulsa el botón *Enter* (start/stop) y en ese momento ya se puede proceder a desconectar todo el cableado de telemetría y potencia de ambas baterías. Por último apagamos la fuente de voltaje y habrá concluido el proceso.



Figura A0.4: Cargador de la batería de potencia.

C Árbol de Proyecto

UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Chasis exterior-400000	Lámina inferior (Fibra de carbono)-500010		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Chasis exterior-400000	Barra anclaje motores-500020		4
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Chasis exterior-400000	T-dia912-m3x6-500030		108
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Chasis exterior-400000	T-dia912-m3x8-500040		4
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Chasis exterior-400000	T-dia912-m3x10-500050		52
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Chasis exterior-400000	Arandela m3x5-500060		8
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Chasis exterior-400000	Arandela m3x7-500070		8
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000				
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Refuerzo interior-400100	Círculos de refuerzo - 500100		4
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Refuerzo interior-400100	Piezas Anclaje - 500120		4
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000				
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Placa electrónica-400200	Lámina fibra de carbono-500200		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Placa electrónica-400200	Pieza goma 10mm-500210		3
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Placa electrónica-400200	Pieza Goma 5mm-500220		3
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Placa electrónica-400200	T-dia912-m3x20-500230		3
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Placa electrónica-400200	Arandela m3x5-500240		3
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Placa electrónica-400200	Tuerca-dia934-m3x5-500250		3
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000				
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Tren de aterrizaje-400300	Sistema de sujección-500300		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Tren de aterrizaje-400300	Sistema mecánico-500310		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000				
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Soporte de la cámara-400400	Servomotores-500400		2
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Soporte de la cámara-400400	Pan-Tilt-500410		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Soporte de la cámara-400400	Tornillería-500420	x	
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000				
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Soporte Batería-400500	Carcasa-500500		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Soporte Batería-400500	Conector-500510		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Plataforma-Mecánica-300000	Soporte Batería-400500	Elementos Fijación-500520	x	

UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Suministro de Energía-401000	Módulo batería-501000	Batería MaxAmps 22000 mah 4S-601000	2
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Suministro de Energía-401000	Módulo batería-501000	Cable Serie Baterías-601001	1
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Suministro de Energía-401000			
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Suministro de Energía-401000	3DRobotics PDB-501010		1
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Suministro de Energía-401000	T-dia912-m3x16-501020		4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Suministro de Energía-401000	Torreta negra 10mm m3-501030		4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Suministro de Energía-401000	tuerca-dia934-m3x5 (sellador)-501040		4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000				
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Módulo impulsor-501100	Tiger motor U5-ZL2013302247638-601100	4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Módulo impulsor-501100	Hélice Tiger Motor 13x4.4-601101	8
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Módulo impulsor-501100	Pieza adaptador hélice-601102	4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Módulo impulsor-501100	Arandela de sujección-601103	4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Módulo impulsor-501100	T-dia912-m3x5-601104	8
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Módulo impulsor-501100	T-dia912-m3x10 (cabeza plana)-601105	16
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Módulo impulsor-501100	Conector dean macho-601106	12
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100			
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Controlador-501110	ESC Tiger motor T70A-601110	4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Controlador-501110	T-diaxxx-m2x10-601111	16
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema de motorización-301000	Sistema de impulso-401100	Controlador-501110	Conector bullet macho-601112	4
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Control de vuelo-402200			
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Control de vuelo-402200	MB1240 XL-MaxSonar-EZ4-502230		1
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Control de vuelo-402200	Cableado-502240		1
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000				
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Alimentación-402300	Batería 1000mah 3S-502300		1
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Alimentación-402300	Power module 3DRobotics-502310		1
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Alimentación-402300	Attopilot Sparkfun 180A-SEN-10644-502320		1
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Alimentación-402300	Brida 2.5x100-502330		2
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Alimentación-402300	Brida 3.6x200-502340		2
UAV-TRK-100000	Plataforma-aérea-200000	Sistema Control y telemetría-302000	Alimentación-402300	Brida 3.6x300-502350		1

Integración de un UAV en la plataforma robótica ARGOS. Anexos.

UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000	Sistema de video-410000	Antena Video 1-510000		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000	Sistema de video-410000	Antena Video 2-510010		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000				
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000	Control y telemetría-410100	Xbee Pro 900HP-XBP9B-DMSTB002-510100		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000	Control y telemetría-410100	Antena RPSMA-A03-HASM-675-510110		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000	Control y telemetría-410100	XBee Explorer Dongle-WRL-09819-510120		1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000				
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Sistema de control-310000	Joystick THRUSTMASTER-4130838-410200			1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000					
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Alimentación-311000	HP-E0S720iDUO3 Hyperion Super Duo 500W-411000			1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Alimentación-311000	Cargador Batería electrónica-411100			1
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000					
UAY-TRK-100000	Plataforma-Terrestre-210000	Portatil-312000				1

D Hoja de pedido de componentes

	Módulo	Distribuidor	precio/unidad	nº unidades	Total	Alternativa	Comentarios	Localización
Motor	Tiger Motor U5	http://www.globe-flight.de	99,55	6	597,30		El pedido les llega el 07/03/2014	Alemania
	Tiger Motor U5	http://www.thanksbuyer.com	112,00	6	672,00		Tienen en Stock, 70 más	Asia
Hélices	Tiger Motor hélices 13x4.4"	http://www.stockrc.com	49,90	4	199,60			España
ESC	Tiger Motor T-Motor T70A Pro ESC	http://www.aliexpress.com	88,31	6	529,86	getfpv.com	Tardan en embarcar el producto hasta 30 días	China
	Tiger Motor T-Motor T70A Pro ESC	http://www.thanksbuyer.com	87,38	6	524,28		Mejor alternativa, en Stock, más barato	Asia
Programador ESC	Program card for esc rc tiger	http://www.stockrc.com	14,50	1	14,50			España
Batería	LiPo 22,000 4-cell 14.8v Battery Pack	http://www.maxamps.com	385,44	2	770,88			EEUU
Cargador Batería	HP-EQS720iDUO3 Hyperion Super Duo 20A/5	http://www.maxamps.com	205	1	205,00	stockrc.com	Alternativa en stock-rc gama inferior, mismo precio	EEUU
Fibra de Carbono	Carbon plate 1300mm x 900mm x 0,7mm	http://www.carbon-composite.com	335,83	1	335,83			Alemania
Batería	LiPo 1300 3-cell 11.1v Battery Pack	http://www.maxamps.com	44,99	1	44,99		Alternativa Batería Electrónica Guadalupe	EEUU
Total					2.647,39		Sin contar precio Batería electrónica	
Accesorios adicionales	Elemento	Cantidad	Precio					
Conector serie Batería	electronicarc.com	1	6,00				http://www.copterdeluxe.com/Tiger-Motor-U5-Power-Series-400KV	
Bullet Connectors 3.5mm	electronicarc.com	2	16,00				http://www.quadcopters.co.uk/t-motor-u5-power-series-motor-400kv-1243-p.asp	
Conector Dean T	electronicarc.com	4	5,00					
Attopilot Batería	sparkfun.com	1	14,54					
Conector JST Hembra	electronicarc.com	4	4,12					
Conector JST Macho	electronicarc.com	4	4,12					
Conector DF13 6S 1.25C	rs.com	1	1,75					
Crimp Contact DF13	rs.com	100	6,00					
			42,99					
Distribuidor	Precio envío	Plazo de entrega					Comentarios	
globe-flight	16	Express					si esperamos al 7/3 ahorramos 100	
stock-rc	8,89	1-2 días (península)						
aliexpress	30,93	Express + 30 days max						
maxamps	65,73	Express						
carbon-composite	200	Express					Si enrollan la placa cuesta 20	
thanksbuyer	6,59	Express 5-10 días					Más barato shipping ESC, 55 si incluimos motores	
Total	297,21							
Precio Total	2.944,60		0,726269155			37,38	Gastos de envío 3D Robotics	

E Artículo de congreso

Como resultado de este PFC se ha publicado un artículo en un Congreso de ámbito Internacional, cuya referencia es:

IEEE Conference Publications

“Design considerations of a small UAV platform carrying medium payloads”

Benito, J.A.; Glez-de-Rivera, G.; Garrido, J.; Ponticelli, R.

Conference on Design of Circuits and Integrated Circuits (DCIS), 2014

DOI: 10.1109/DCIS.2014.7035583

Publication Year: 2014, Page(s): 1 - 6

El artículo está accesible en:

<http://ieeexplore.ieee.org/xpl/articleDetails.jsp?arnumber=7035583>

Design considerations of a small UAV platform carrying medium payloads

Juan Alberto Benito*, Guillermo Gonzalez-de-Rivera,
Javier Garrido

Human Computer Technology Laboratory (HCTLab)
Univ. Autonoma de Madrid, Spain

* Corresponding author E-mail: alberto.benito@hctlab.com

Roberto Ponticelli

Robomotion S.L.

Parque Científico de Madrid

Campus de Cantoblanco C/ Faraday 7, 28049 Madrid, Spain

Abstract—Nowadays, the research in unmanned aerial vehicles has experimented a large increase, since the technology that compose this kind of aircrafts has been developed in order to achieve many kinds of tasks in several fields. In this paper, it is presented the design criteria of a Quadrotor Unmanned Aerial Vehicle with an uncommon small size and heavy payload carrying combination requirement. It will be performed a selection of the appropriate mechanical structure and its configuration. This study will focus in the structural components selection that will allow fulfilling the requirements of the project. The result will be a remote control and automatic aircraft with the appropriate size for both outdoors and indoors tasks.

Keywords—Unmanned aerial vehicle, Autonomous flight control, Quadcopter system, Brushless motor, LiPo Battery, Electronic Speed Controller, Propeller, Structural design, size limitations.

1. Introduction

An Unmanned Aerial Vehicle (UAV) is an aircraft without a human pilot aboard. The flight is controlled either autonomously by onboard computers or by the remote control of a pilot on the ground or in another vehicle. There exist a wide variety of shapes, sizes, configurations and design features of the UAV's.

UAVs are capable of carrying out works where the environment is dangerous to humans with high maneuverability and versatility [1]. Another feature is their capability to provide bird's eyes view images, as they can be provided with imaging components such as cameras or other specialized sensors as seen in many projects [2] [3] [4].

This project is part of a bigger project called *ARGOS*¹, consisting of long range and high-autonomy multi-robotic platform for performing complex missions in hostile environments. This platform will be composed of different robot units orientated to both terrestrial environments as well as aerial [5]. The system will allow teleoperation from any point in the Earth with energy autonomy of several days.

This paper will focus on the design considerations of the aerial platform Toruk. This UAV has to satisfy, at least, the following characteristics: stable automatic hovering, medium weight payload carrying (apart from the mechanical platform, batteries and control systems), longest possible flying time, and indoors and outdoors navigation. In addition, as usual in this type of vehicle, it has to be controlled remotely with an acceptable range of operation in line of sight and the possibility of a robust video and data transmission system in real time. It will integrate GPS navigation, will send telemetry data and modules state to the remote ground control station together with the video information. The UAV will be required to fly outdoors under different weather conditions and prove a great stability and robust control in all of them. One aspect of prime importance in the design is the flight time of the aerial platform, which affects the selection of the energy storage system.

The system has to be able to operate in different situations both outdoors and indoors, being the latter a limiting factor to the size (wingspan).

This paper will propose a configuration of the aerial vehicle along with the selection criteria of the appropriate modules that will allow accomplishing a reasonable tradeoff between all the requirements of the project.

2. UAV Configuration

2.1. Mechanical Structure

The choices for a platform configuration imply a tradeoff between the requirements. In the first place, it is found the size restriction. The aerial structure has to be small enough to pass through an average size door to be able to move inside buildings and narrow structures. That forces the UAV not to be wider than 750 mm.

The maneuverability of the vehicle has to be agile and the most stable possible. The structure has to be able to record video for surveillance purposes, for example, so the quickness and

¹ Joint project between Robomotion and the HCTLab, Human Computer Technology Laboratory, of Universidad Autónoma de Madrid, Spain, under INNPACTO program published in ministerial bulletin ECC/1345/2012.

agility to track the objective is very important. When navigating narrow zones such as into buildings or between trees, fine control will be mandatory to avoid hitting any obstacle. Another important design objective to satisfy is that it has to hover during a long time.

The structure has to be as light as possible, as the energy storage system will take a great part of the structural weight.

Three options for the mechanical configuration of the UAV are typical: plane, helicopter and multicopter. The choice between those three types is intimately related with the previous discussion. The plane offers a high-speed flight but it cannot hover. Helicopters accomplish many of the previous requirements but for such a small vehicle, the payload carrying capacity is limited compared to those of multicopters.

There are many common multicopter configurations [6] [7] [8]; in this paper are studied three of them: Quadcopter, Hexacopter and Octocopter. The differences between each type are the number of motors to boost the structure. As the number of motors is increased, the sustentation forces increases as well as controllability since the number of points where an elevation force is exerted also increases. Through the variation of the speed and sense of rotation of each motor the flight is controlled (i.e., it is controlled the roll, pitch, yaw and thrust).

The total weigh of the system increases as we include more thrust devices, more components are needed, but also the total weigh the UAV can carry is greater. This would allow adding more batteries so the flight time is longer. In addition, the flexibility it offers to include different accessories increases with the number of motors.

Following the previous reasoning, the obvious choice would be to build an Octocopter that offers the best performance in all the features needed. However, the size of the structure must not

be wider than 750 mm. The limitation in size is imposed mainly by the propellers. As seen in Fig. 1 the width of the multicopter depends on the propeller size. The design has to keep the 750 mm limitation so in the case of the Hexacopter it will need a 250 mm diameter propeller at most. In case of an Octocopter the size is even smaller. This size of propeller combined with common motors available in the market will not give the aircraft enough thrust to lift all the structure. It follows that those two configurations are inadequate for the project; the UAV has to be a Quadcopter.

2.2. Quadcopter Modules

The Quadcopter is composed by many modules that will be explained next, all the components must be available in the market.

In the first place, the motor, the device that makes the propeller rotate to obtain the thrust. For the project it has been selected a brushless motor [9]. They have no brushes to change the electromagnet polarity, which improves performance, they have a low weigh and dimension and they do not need much maintenance. In addition, they have a higher efficiency and longevity. However, as drawback, they need a complex electronic driver to make them rotate. It is important the study of its features, such as the Kv (Voltage constant) that indicates the number of revolutions per minute that the motor will turn when 1V (one Volt) is applied with no load attached to the motor. It is related to the power out from a motor and it is determined by the number of winds on the armature and the strength of the magnets. Therefore, Kv allows us to get a handle on the torque we can expect from a particular motor, lower Kv indicates more torque. It has to be taken into account other characteristics, the weigh must be as low as possible and the power consumption should not exceed certain practical limits.

In the case of the propellers, they are featured by the dimension and the pitch [10]. The propellers should not exceed the size of the design; the pitch indicates the angle of attack of the rotor blades and thus affects the vertical acceleration of the vehicle. A higher pitch gives the ship a higher-flying speed and low acceleration, a lower pitch provides a better stability. Another important thing is the material of them. They may be manufactured in wood, glass fiber and carbon fiber. Each one has its pros and cons that will be taken into consideration.

The batteries supply the power to the aircraft. It has to be chosen the higher energy density. In the market there are many choices and for this project it has been selected the LiPO batteries. They have a high ratio power supply/weigh, they are very safe in high performance, the life cycle is longer and they offer a great performance at high temperature. They are featured by the number of cells they may contain, it is indicated in the number next to the letter "S" of their name. A 4S battery, for example, contains four cells; each one provides 3.7V so they sum up to 14.8 Volts at full charge. The capacity of the battery is indicated by the number of mAh (miliamps per hour) and the discharge ratio is the number next to the "C" which indicates how quickly the battery can supply the power so the maximum current it can provide at any moment.

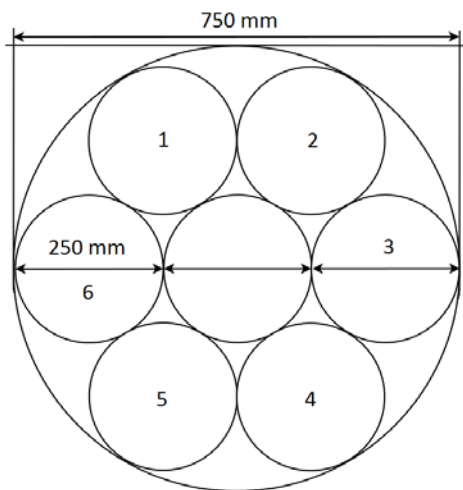


Fig. 1. Hexacopter propeller dimensions with the size restrictions.

The next component that will be studied is the Electronic Speed Controller, which drives the brushless motor sending a sequence of power signals for rotation. They are programmable so the user can select specified options such as timing, acceleration, braking and direction of rotation. The main feature to take into account is the amount of current it can handle at one time; also, the ESC must be able to handle the voltage of the selected battery that sources the power supply to the motor.

The component that is responsible of the power distribution from the battery to the ESC is the Power Distribution Board. It has to be able to handle enough power (current) to drive the motors; it is connected with each ESC that will deliver the energy based on the signal received from the controller.

The controller or Autopilot, has to be able to control the aircraft following the previous requirements. For this purpose, it uses an IMU (Inertial Measurement Unit), that measures and reports on the craft angular velocity, magnetic orientation, and gravitational forces, using a combination of accelerometers, gyrorates and magnetometers [11]. With this information, the Autopilot is able to maintain a stable flight giving each motor the suitable rotation set point. It also includes the GPS module, which allows automatic outdoors navigation and the possibility of a waypoints guidance.

3. Design selection

To evaluate the tradeoff between the different UAV components characteristics it has been used the eCalc tool [12], a web service able to calculate the different features the UAV offers, such as flight time, additional payload, current per motor, temperature, efficiency, etc.

Selecting among the different components, battery, motor, ESC and propeller, the eCalc tool will return the characteristics the Quadcopter will have.

As seen before, the size of the propeller affects the size of the aircraft. So in the case of the chosen Quadcopter design the maximum dimension of the propeller must be 14 inches that allows us to build a 750 mm width Quadcopter. Allowing some margin for the other structural components, the appropriated size is 13 inches (33.02 cm).

As the dimension of the propeller is too small to provide the thrust to lift all the structure and components, it will be employed a four-blade approach per motor, that has a better size/thrust ratio, using a program to calculate the thrust [13], it is obtained the table 1 for a 13" diameter and 4,4" pitch propeller. For the available space in the structure, that is the best choice.

The material of the selected propellers is carbon fiber. Wooden ones offers less weigh but they are too fragile, glass fiber are more durable but they have less efficiency, so the best option is the carbon fiber ones. They are very rigid and resistant and for the selected size, they have a great efficiency [14]. In addition, they provide less vibration that will be observable during the video recording at stable flight.

TABLE 1. COMPARATIVE OF STATIC THRUST FOR DIFFERENT NUMBER OF BLADES FOR A 13X4.4" PROPELLER

Number of blades	Static thrust @ 10000 rpm
2	2860 grams
3	3647 grams
4	4335 grams

The selected motor is a brushless, outrunner type that spins its outer shell around its windings. They spin much slower than their inrunner counterparts but they produce far more torque. This makes an outrunner an excellent choice for directly driving electric aircraft propellers since they eliminate the extra weight, complexity, inefficiency and noise of a gearbox. It also offers higher power/weight ratio.

The motor voltage constant is important when choosing the right motor, it must have enough torque to handle the four-blade propeller and provide the necessary thrust, so the choice is around 400 kV after the parameters simulations made though the eCalc web service.

In order to thrust all the structure, the motor must deliver a great amount of energy. The selected motor is able to handle 850 W at a maximum current of 30 A, enough for our design.

The energy consumption must be as low as possible so it has been selected the one that accomplish the previous requirements with the lowest consumption. This feature can be measured thanks to the idle current at 10 volts in the motor. The lower this specification is the motor will consume less power, in the table 2 it can be seen a comparison between markets motor modules.

In addition to the features explained before, the size of the motor must adapt to the size of the hole for the propeller in the structure and it has to be as reduce as possible in order to avoid a loss of efficiency in thrust; so the motor found has a radio of 42.5 mm, suitable for the project purpose. The motor is water tight in order to avoid rainwater or dust ingress that may decrease performance.

The selected battery for the design must provide enough power to boost the four motors at high revolutions per minute. As the energy consumption is high is has been chosen the commercially available model that provides the higher capacity, 22000 mah, at a maximum discharge rate of 40C which offers enough current to the different devices.

TABLE 2. COMPARATIVE OF MOTOR CONSUMPTION (IDLE CURRENT AT 10 VOLTS) WEIGHT AND MAXIMUM POWER.

Motor(Kv)	Idle Current@10V	Weight	Max. Power
Tiger Motor U5 (400)	0.3 A	156 gr.	850 W
Cyclon Elite 20 (390)	4.5 A	250 gr.	1450 W
KDEDirect	0.6 A	145 gr.	1000 W

Tiger Motor MN4120 (400)	1.2 A	253 gr.	1050 W
Scorpion SII-4020 (420)	0.91 A	288 gr	1500 W

The voltage supply is also important when having enough power, as the Kv of the selected motor is low, the voltage provided must be high in order to achieve the correct number of revolutions per minute to thrust the aircraft. An 8S battery is the correct selection for this design.

The weight of this kind of batteries is big but the power density is higher in comparison with a smaller one, so it maximizes the autonomy of the aircraft and gives the project the best results.

The charge rate of the selected battery together with the suitable charger offers a charging time of an hour approximately, so the time that the UAV will be unusable will be reduced.

In order to drive the motors, the ESC selected must be able to handle the 29.6 Volts and also a maximum current of 30 Amperes per motor. The chosen model accomplish the requirements, however, when the motor runs at maximum the heat released is high, therefore heatsinks will be implanted to avoid any problem. The selected ESC is highly configurable as the user can choose the type of cut-off voltage, the start mode for the motors and other flight configurations.

The Power Distribution Board has to be able to bear the current of the four motors, therefore by these devices 120 Amps of current will flow at maximum performance. It has been selected the appropriate one which is also compatible with the ESC mentioned before and the controller of the aircraft.

The controller is based on a Pixhawk module [15]. The Pixhawk is a powerful hardware-software autopilot suitable to be integrated into this project, designed and developed by PX4 project. It features advanced processor and sensor technology.

All the described components will be attached to the structure designed which characteristics will be explained next.

It will be composed by two carbon fiber plates, due to its low density and high yield strength, as upper and lower protection. They will be cut by pressure water jet as seen in the Fig. 2.

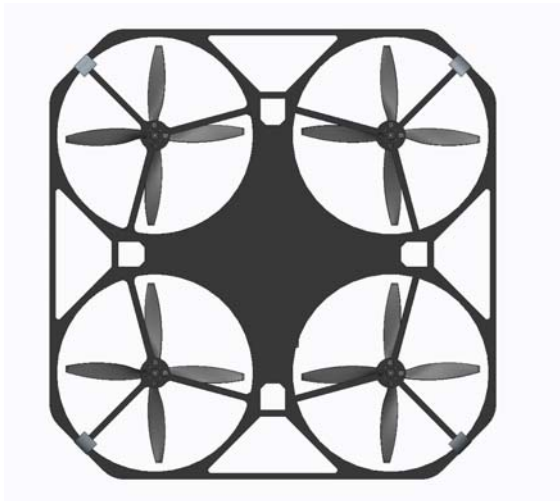


Fig. 2 Top view of the Quadcopter structure.

The structure will shelter inside all the components with a width of 750 millimeters as explained before. The ring where the propeller is located will be reinforced by a hard plastic piece, design for the purpose. It will give the assembly enough strength in case of impacts.

The electronic system responsible for control will be fixed onto an aluminum sheet located in the center inside the structure. The electronic system is composed by the flight controller together with other components: The radio system, with the transmitter and the antenna, the power distribution board, the transmitter of the video signal recorded by the camera, and the sensors which help to improve the control of the aircraft, the airspeed sensor and the sonar. All the wires will be sheltered inside that structure too. As the ESC's needs ventilation, they will be situated inside the structure but with the heatsink attached to the top plate in order to dissipate the maximum heat.

The aircraft will have a landing gear composed by four plastic legs, located in the flanks. The material is very flexible and resistant and it will be responsible for cushioning at landing and protect the camera and battery system.

The structure will be rounded in order to better negotiate obstacles in narrow zones.

The GPS system will be located as far as possible from the mechanical structure in the top of the design.

The position of the components is a fundamental issue, and is even more important when the weight of them is big. The battery will be located under the structure, centered, in order to make the aircraft more stable and avoid any possible damage due to the protection given by the landing gear. Attached to the battery structures will be placed one of the cameras, the fixed one, which will offer frontal view. Under all this system it will be mounted a camera gimbal where the rotating camera will be located to obtain an overhead view, Fig. 3.

Using the eCalc tool introducing the parameters of the design explained, the theoretical flight performance can be seen in table 3.

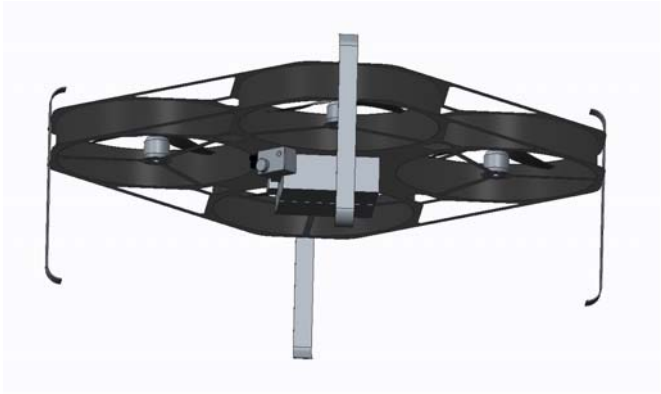


Fig. 3 Bottom view of the Quadcopter structure, with the batteries and front camera attached.

TABLE 3 FLIGHT CHARACTERISTICS FOR THE SELECTED DESIGN USING ECALC TOOL.

Flight Time	27.1 minutes
Motor @ Optimum Efficiency	
Current	11.58 A
Voltage	28.44 V
Revolutions	10568 rpm
Electric Power	329.3 W
Efficiency	90.9 %
Motor @ Maximum	
Current	30.60 A
Voltage	26.52 V
Revolutions	8480 rpm
Electric Power	811.7 W
Efficiency	85.3 %
Temperature	49 °C
All-up weight	7428 gr.
Additional Payload	2369 gr.

4. Assembly and testing

Once the final design is done and having all the modules in hands, it is time to assemble the structure. Nevertheless, before this, some modules testing is required to check the components performance.

All the components will be mounted in an aluminum plate, connected as seen in the figure 4.

A calibration of all the elements will be done firstly, ESCs and controller sensors.

Using a force sensor it will be tested the thrust of all the motors, separately and combined. It will be verified that the four-blade propeller is the best option and it maximizes efficiency.

The limitations at maximum performance will be analyzed, the temperature of motors and ESCs must not exceed certain values, the motors must handle well the power when at maximum acceleration, and the Quadcopter must be able to hover easily with all the components included and with a variable additional payload.

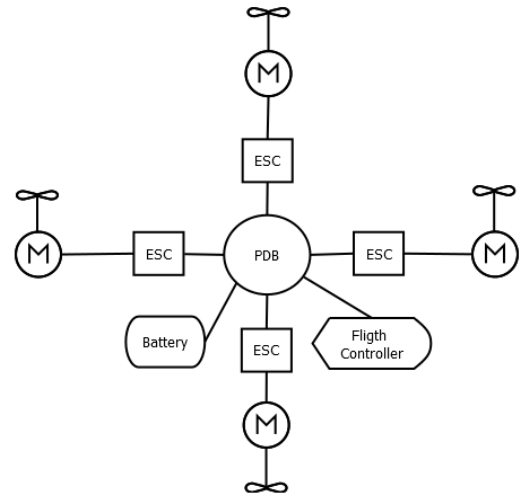


Fig. 4 Quadcopter mounting schematic.

After that, all the structure will be mounted to try out and analyze the stability and adjust all the components installation to reach maximum performance in flight.

The structure with the electronics incorporated, excluding payload, will have a final weight of 7.5 kilograms with a flight autonomy of 25-30 minutes, which accomplish the requirements of the project.

5. Conclusions

Nowadays there are many projects with the purpose of building an UAV. There are many designs with a great variety of sizes, forms and specifications. In this paper it is explained the process of selection of the different modules that compose a UAV with an uncommon small size and heavy payload carrying combination requirement.

In order to be able to move in narrow zones the maximum width size of the UAV must be limited to 750 millimeters therefore a study of the different common configurations is done, selecting the appropriate one, which is a Quadcopter platform.

Once decided the aircraft configuration, it comes the selection of the different modules that compose it, the paper explains the features of the different ones and make a choice between the options in the market in order to accomplish the requirements of the project.

A parameters simulation of the design is done, checking that the initial goals are achieved.

Acknowledgment

This work has been done with support of the INNPACTO program, in the frame of project ARGOS, published in bulletin

ECC/1345/2012. It is a joint project between Robomotion and the HCTLab, Human Computer Technology Laboratory, of Universidad Autónoma de Madrid, Spain.

References

- [1] K. Penga, G. Caib, B. M. Chenb, M. Dongb, K. Yew Luma, T. H. Leeb, "Design and implementation of an autonomous flight control law for a UAV helicopter," *Automatica*, vol. 45, nº 10, p. 2333–2338, 2009.
- [2] G. Zhou, C. Li, P. Cheng, "Unmanned aerial vehicle (UAV) real-time video registration for forest fire monitoring," *Geoscience and Remote Sensing Symposium, 2005. IGARSS '05. Proceedings. 2005 IEEE International*, vol. 3, pp. 1803 - 1806, 2005.
- [3] A. Khan, D. Schafer, L. Tao, D. J. Miller, K. Sun, M. A. Zondlo, W. A. Harrison, B. Roscoe, D. J. Lary, "Low Power Greenhouse Gas Sensors for Unmanned," *Remote Sensing*, vol. 4, pp. 1355-1368, 2012.
- [4] C. Brieser, M. Wieser, G. Verhoeven, P. Glira, M. Doneus, N. Pfeifer, "Accuracy analysis of direct georeferenced UAV images utilising low-cost navigation sensors," de *EGU General Assembly 2014*, Vienna, Austria, 2014.
- [5] "Robomotion," 2014. [Online]. Available: www.robomotion.es. [Accessed 2014].
- [6] J. Gebauer, P. Koci, P. Sofer, "Multicopter potentialities," *Carpathian Control Conference (ICCC), 2012 13th International*, High Tatras, 2012.
- [7] R. Baranek, F. Solc, "Modelling and control of a hexa-copter", *Carpathian Control Conference (ICCC), 2012 13th International*, High Tatras, 2012.
- [8] A. A. Matthew, "Octo-copter structural design," *Department of Mechanical Engineering, Degree of Bachelor of Engineering National University of Singapore*, 2013.
- [9] A. Sanchez, L. R. García Carrillo, E. Rondon, R. Lozano, O. Garcia, «Hovering Flight Improvement of a Quad-rotor Mini UAV Using Brushless DC Motors,» *Journal of Intelligent & Robotic Systems*, vol. 61, nº 1-4, pp. 85-101, 2011.
- [10] P. J. Bristeau, P. Martin, E. Salaün, N. Petit, "The role of propeller aerodynamics in the model of a quadrotor UAV," *Proceedings of the European Control Conference*, Budapest, Hungary, 2009.
- [11] L. Sahawneh, M. A. Jarrah, "Development and calibration of low cost MEMS IMU for UAV applications," *Mechatronics and Its Applications, 2008. ISMA 2008. 5th International Symposium on*, Amman, Jordan, 2008.
- [12] M. Mueller, "eCalc," 2014. [Online]. Available: <http://www.ecalc.ch/xcoptercalc.php?ecalc&lang=es>. [Accessed: 2014].
- [13] "Estimate Propeller's Static Thrust," 2011. [Online]. Available: http://adamone.rchomepage.com/calc_thrust.htm. [Accessed: 2014].
- [14] J. Stockton, B. Bettinger, A. Arena, R. Gaeta, J. Jacob, "Design and Manufacturing of Composite Propellers for SUAS," *51st AIAA Aerospace science meeting including the new horizons forum and aerospace exposition*, Grapevine, Texas, EEUU, 2013.
- [15] "PX4 Autopilot Platform," [Online]. Available: <http://pixhawk.org/>. [Accessed 2014].

F Presupuesto

1) Ejecución Material

○ 4 x Tiger Motor U5 (99.55 €/unidad)	597,30 €
○ 4 x Par de hélices Tiger Motor 13x4.4 (49.90 €/unidad)	199,60 €
○ 4 x Variador Tiger Motor T70A Pro (88.31 €/unidad)	529,86 €
○ Programador Variador Tiger Motor	14,50 €
○ Placa Distribuidora de Potencia – Tiger Motor	10,89 €
○ Cargador HP-EOS720iDUO3 20A/500W - MaxAmps	205,00 €
○ 2 x Batería LiPo 22000 mah 4S – MaxAmps (385.44 €/unidad)	770,88 €
○ 2 x Placa de Fibra de Carbono 1300x900x0.7mm (335.83 €/unidad)	671,65 €
○ Conector Serie Batería	6,00 €
○ 12 x Conector Bullet 5mm (2€/unidad)	24,00 €
○ 4 x Conector Dean Macho	5,00 €
○ Módulo Attopilot	14,54 €
○ 5 x Transistor MOSFET AUIRFS8409-7P (2.63 €/unidad)	13,15 €
○ 5 x Resistencia de potencia 100 Ω (0.201 €/unidad)	1,00 €
○ Total de ejecución material	3.063,37 €

2) Gastos generales

• 16 % sobre Ejecución Material	490,14 €
---------------------------------------	----------

3) Beneficio Industrial

• 6 % sobre Ejecución Material	183,80 €
--------------------------------------	----------

4) Honorarios Proyecto

• 960 horas a 15 € / hora	14.400,00 €
---------------------------------	-------------

5) Material fungible

• Gastos de impresión	60,00 €
• Encuadernación	200,00 €

6) Subtotal del presupuesto

• Subtotal Presupuesto	18.397,31 €
------------------------------	-------------

7) I.V.A. aplicable

• 21% Subtotal Presupuesto	3.863,44 €
----------------------------------	------------

8) Total presupuesto

• Total Presupuesto	22.260,75€
---------------------------	------------

Madrid, Abril de 2015
 El Ingeniero Jefe de Proyecto
 Fdo.: Juan Alberto Benito Carrasco

Ingeniero de Telecomunicación

G Pliego de condiciones

Este documento contiene las condiciones legales que guiarán la realización, en este proyecto, de Integración de un UAV (vehículo aéreo no tripulado) en la plataforma robótica ARGOS. En lo que sigue, se supondrá que el proyecto ha sido encargado por una empresa cliente a una empresa consultora con la finalidad de realizar dicho sistema. Dicha empresa ha debido desarrollar una línea de investigación con objeto de elaborar el proyecto. Esta línea de investigación, junto con el posterior desarrollo de los programas está amparada por las condiciones particulares del siguiente pliego.

Supuesto que la utilización industrial de los métodos recogidos en el presente proyecto ha sido decidida por parte de la empresa cliente o de otras, la obra a realizar se regulará por las siguientes:

Condiciones generales

1. La modalidad de contratación será el concurso. La adjudicación se hará, por tanto, a la proposición más favorable sin atender exclusivamente al valor económico, dependiendo de las mayores garantías ofrecidas. La empresa que somete el proyecto a concurso se reserva el derecho a declararlo desierto.
2. El montaje y mecanización completa de los equipos que intervengan será realizado totalmente por la empresa licitadora.
3. En la oferta, se hará constar el precio total por el que se compromete a realizar la obra y el tanto por ciento de baja que supone este precio en relación con un importe límite si este se hubiera fijado.
4. La obra se realizará bajo la dirección técnica de un Ingeniero Superior de Telecomunicación, auxiliado por el número de Ingenieros Técnicos y Programadores que se estime preciso para el desarrollo de la misma.
5. Aparte del Ingeniero Director, el contratista tendrá derecho a contratar al resto del personal, pudiendo ceder esta prerrogativa a favor del Ingeniero Director, quien no estará obligado a aceptarla.
6. El contratista tiene derecho a sacar copias a su costa de los planos, pliego de condiciones y presupuestos. El Ingeniero autor del proyecto autorizará con su firma las copias solicitadas por el contratista después de confrontarlas.
7. Se abonará al contratista la obra que realmente ejecute con sujeción al proyecto que sirvió de base para la contratación, a las modificaciones autorizadas por la superioridad o a las órdenes que con arreglo a sus facultades le hayan comunicado por escrito al Ingeniero Director de obras siempre que dicha obra se haya ajustado a los preceptos de los pliegos de condiciones, con arreglo a los cuales, se harán las modificaciones y la valoración de las diversas unidades sin que el importe total pueda exceder de los presupuestos aprobados. Por consiguiente, el número de unidades que se consignan en el proyecto o en el presupuesto, no podrá servirle de fundamento para entablar reclamaciones de ninguna clase, salvo en los casos de rescisión.

8. Tanto en las certificaciones de obras como en la liquidación final, se abonarán los trabajos realizados por el contratista a los precios de ejecución material que figuran en el presupuesto para cada unidad de la obra.
9. Si excepcionalmente se hubiera ejecutado algún trabajo que no se ajustase a las condiciones de la contrata pero que sin embargo es admisible a juicio del Ingeniero Director de obras, se dará conocimiento a la Dirección, proponiendo a la vez la rebaja de precios que el Ingeniero estime justa y si la Dirección resolviera aceptar la obra, quedará el contratista obligado a conformarse con la rebaja acordada.
10. Cuando se juzgue necesario emplear materiales o ejecutar obras que no figuren en el presupuesto de la contrata, se evaluará su importe a los precios asignados a otras obras o materiales análogos si los hubiere y cuando no, se discutirán entre el Ingeniero Director y el contratista, sometiénolos a la aprobación de la Dirección. Los nuevos precios convenidos por uno u otro procedimiento, se sujetarán siempre al establecido en el punto anterior.
11. Cuando el contratista, con autorización del Ingeniero Director de obras, emplee materiales de calidad más elevada o de mayores dimensiones de lo estipulado en el proyecto, o sustituya una clase de fabricación por otra que tenga asignado mayor precio o ejecute con mayores dimensiones cualquier otra parte de las obras, o en general, introduzca en ellas cualquier modificación que sea beneficiosa a juicio del Ingeniero Director de obras, no tendrá derecho sin embargo, sino a lo que le correspondería si hubiera realizado la obra con estricta sujeción a lo proyectado y contratado.
12. Las cantidades calculadas para obras accesorias, aunque figuren por partida alzada en el presupuesto final (general), no serán abonadas sino a los precios de la contrata, según las condiciones de la misma y los proyectos particulares que para ellas se formen, o en su defecto, por lo que resulte de su medición final.
13. El contratista queda obligado a abonar al Ingeniero autor del proyecto y director de obras así como a los Ingenieros Técnicos, el importe de sus respectivos honorarios facultativos por formación del proyecto, dirección técnica y administración en su caso, con arreglo a las tarifas y honorarios vigentes.
14. Concluida la ejecución de la obra, será reconocida por el Ingeniero Director que a tal efecto designe la empresa.
15. La garantía definitiva será del 4% del presupuesto y la provisional del 2%.
16. La forma de pago será por certificaciones mensuales de la obra ejecutada, de acuerdo con los precios del presupuesto, deducida la baja si la hubiera.
17. La fecha de comienzo de las obras será a partir de los 15 días naturales del replanteo oficial de las mismas y la definitiva, al año de haber ejecutado la provisional, procediéndose si no existe reclamación alguna, a la reclamación de la fianza.
18. Si el contratista al efectuar el replanteo, observase algún error en el proyecto, deberá comunicarlo en el plazo de quince días al Ingeniero Director de obras, pues transcurrido ese plazo será responsable de la exactitud del proyecto.
19. El contratista está obligado a designar una persona responsable que se entenderá con el Ingeniero Director de obras, o con el delegado que éste designe, para todo

- relacionado con ella. Al ser el Ingeniero Director de obras el que interpreta el proyecto, el contratista deberá consultarle cualquier duda que surja en su realización.
20. Durante la realización de la obra, se girarán visitas de inspección por personal facultativo de la empresa cliente, para hacer las comprobaciones que se crean oportunas. Es obligación del contratista, la conservación de la obra ya ejecutada hasta la recepción de la misma, por lo que el deterioro parcial o total de ella, aunque sea por agentes atmosféricos u otras causas, deberá ser reparado o reconstruido por su cuenta.
 21. El contratista, deberá realizar la obra en el plazo mencionado a partir de la fecha del contrato, incurriendo en multa, por retraso de la ejecución siempre que éste no sea debido a causas de fuerza mayor. A la terminación de la obra, se hará una recepción provisional previo reconocimiento y examen por la dirección técnica, el depositario de efectos, el interventor y el jefe de servicio o un representante, estampando su conformidad el contratista.
 22. Hecha la recepción provisional, se certificará al contratista el resto de la obra, reservándose la administración el importe de los gastos de conservación de la misma hasta su recepción definitiva y la fianza durante el tiempo señalado como plazo de garantía. La recepción definitiva se hará en las mismas condiciones que la provisional, extendiéndose el acta correspondiente. El Director Técnico propondrá a la Junta Económica la devolución de la fianza al contratista de acuerdo con las condiciones económicas legales establecidas.
 23. Las tarifas para la determinación de honorarios, reguladas por orden de la Presidencia del Gobierno el 19 de Octubre de 1961, se aplicarán sobre el denominado en la actualidad “Presupuesto de Ejecución de Contrata” y anteriormente llamado “Presupuesto de Ejecución Material” que hoy designa otro concepto.

Condiciones particulares

La empresa consultora, que ha desarrollado el presente proyecto, lo entregará a la empresa cliente bajo las condiciones generales ya formuladas, debiendo añadirse las siguientes condiciones particulares:

1. La propiedad intelectual de los procesos descritos y analizados en el presente trabajo, pertenece por entero a la empresa consultora representada por el Ingeniero Director del Proyecto.
2. La empresa consultora se reserva el derecho a la utilización total o parcial de los resultados de la investigación realizada para desarrollar el siguiente proyecto, bien para su publicación o bien para su uso en trabajos o proyectos posteriores, para la misma empresa cliente o para otra.
3. Cualquier tipo de reproducción aparte de las reseñadas en las condiciones generales, bien sea para uso particular de la empresa cliente, o para cualquier otra aplicación, contará con autorización expresa y por escrito del Ingeniero Director del Proyecto, que actuará en representación de la empresa consultora.

4. En la autorización se ha de hacer constar la aplicación a que se destinan sus reproducciones así como su cantidad.
5. En todas las reproducciones se indicará su procedencia, explicitando el nombre del proyecto, nombre del Ingeniero Director y de la empresa consultora.
6. Si el proyecto pasa la etapa de desarrollo, cualquier modificación que se realice sobre él, deberá ser notificada al Ingeniero Director del Proyecto y a criterio de éste, la empresa consultora decidirá aceptar o no la modificación propuesta.
7. Si la modificación se acepta, la empresa consultora se hará responsable al mismo nivel que el proyecto inicial del que resulta el añadirla.
8. Si la modificación no es aceptada, por el contrario, la empresa consultora declinará toda responsabilidad que se derive de la aplicación o influencia de la misma.
9. Si la empresa cliente decide desarrollar industrialmente uno o varios productos en los que resulte parcial o totalmente aplicable el estudio de este proyecto, deberá comunicarlo a la empresa consultora.
10. La empresa consultora no se responsabiliza de los efectos laterales que se puedan producir en el momento en que se utilice la herramienta objeto del presente proyecto para la realización de otras aplicaciones.
11. La empresa consultora tendrá prioridad respecto a otras en la elaboración de los proyectos auxiliares que fuese necesario desarrollar para dicha aplicación industrial, siempre que no haga explícita renuncia a este hecho. En este caso, deberá autorizar expresamente los proyectos presentados por otros.
12. El Ingeniero Director del presente proyecto, será el responsable de la dirección de la aplicación industrial siempre que la empresa consultora lo estime oportuno. En caso contrario, la persona designada deberá contar con la autorización del mismo, quien delegará en él las responsabilidades que ostente.